



TUGAS AKHIR TF141581

ANALISA ROTOR *HORIZONTAL AXIS WIND TURBINE* (HAWT) DENGAN VARIASI GEOMETRI DAN JUMLAH BILAH KAPASITAS 10 kW

DONY DAMARA
NRP. 2412 100 079

Dosen Pembimbing
Ir. Harsono Hadi, M.T., Ph.D.
Ir. Roekmono, M.T.

JURUSAN TEKNIK FISIKA
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2016



FINAL PROJECT TF141581

**ANALYSIS ROTOR HORIZONTAL AXIS WIND
TURBINE (HAWT) WITH VARIATION GEOMETRY
AND NUMBER OF BLADE FOR CAPACITY 10 kW**

DONY DAMARA
NRP. 2412 100 079

Supervisor
Ir. Harsono Hadi, M.T., Ph.D.
Ir. Roekmono, M.T.

DEPARTMENT OF ENGINEERING PHYSICS
Faculty of Industrial Technology
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya 2016

LEMBAR PENGESAHAN

**ANALISA ROTOR *HORIZONTAL AXIS WIND TURBINE*
(HAWT) DENGAN VARIASI GEOMETRI DAN JUMLAH
BILAH KAPASITAS 10 kW**

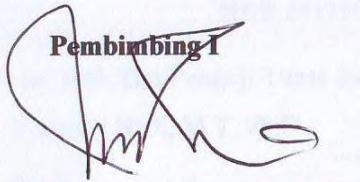
TUGAS AKHIR

Oleh:

**DONY DAMARA
NRP. 2412 100 079**

**Surabaya, Juni 2016
Mengetahui/Menyetujui**

Pembimbing I



**Harsono Hadi, Ph.D.
NIP. 196001191986111001**

Pembimbing II



**Ir. Roekmono, M.T.
NIP. 195809081986011001**

**Ketua Jurusan
Teknik Fisika, FTI - ITS**



**Agus Muhamad Hatta, S.T., M.Si., Ph.D.
NIP. 197809022003121002**

LEMBAR PENGESAHAN

ANALISA ROTOR *HORIZONTAL AXIS WIND TURBINE* (HAWT) DENGAN VARIASI GEOMETRI DAN JUMLAH BILAH KAPASITAS 10 kW

TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
Bidang Studi Rekayasa Energi dan Pengkondisian Lingkungan
Program Studi S-1 Jurusan Teknik Fisika
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh:

DONY DAMARA
NRP 2412100079

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir:

1. Ir. Harsono Hadi, M.T, Ph.D. (Pembimbing I)
2. Ir. Roekmono, M.T. (Pembimbing II)
3. Dr. Ridho Hantoro, ST, MT (Ketua Tim Penguji)
4. Nurlaila Hamidah, ST, MT (Penguji I)

**SURABAYA,
JULI 2016**

ANALISA ROTOR *HORIZONTAL AXIS WIND TURBINE* (HAWT) DENGAN VARIASI GEOMETRI DAN JUMLAH BILAH KAPASITAS 10 kW

Nama : Dony Damara
NRP : 2412 100 079
Jurusan : Teknik Fisika FTL-ITS
Dosen Pembimbing : Ir. Harsono Hadi, MT, Ph.D.
Ir. Roekmono, M.T.

Abstrak

Bilah merupakan komponen pada turbin angin untuk mengekstrak energi angin menjadi energi mekanik. Desain pada bilah akan sangat mempengaruhi performa kerja dari turbin angin. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui desain turbin angin terbaik dengan adanya variasi terhadap geometri bilah dan jumlah bilah. Variasi geometri bilah yang digunakan adalah airfoil dengan tipe NACA 0012, NACA 0015 dan NACA 0018. Variasi jumlah bilah yang digunakan adalah 2, 3 dan 5. Turbin angin ini akan menghasilkan daya keluaran 10 kW dengan kecepatan angin tetap 8 m/s. Hasil dari penelitian ini adalah geometri NACA 0012 adalah yang terbaik karena memiliki nilai C_p tertinggi 0,26 pada tip speed ratio 8. Jumlah bilah 2 memiliki nilai C_p tertinggi 0,44 pada tip speed ratio 6, tetapi jumlah bilah 5 menghasilkan torsi tinggi 17,7 Nm pada rpm 255. Hal ini membuktikan bahwa turbin angin dengan jumlah bilah 5 dapat berputar meskipun dalam kecepatan angin rendah.

Kata Kunci: Airfoil, jumlah bilah, turbin angin, koefisien performansi

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

ANALYSIS ROTOR HORIZONTAL AXIS WIND TURBINE (HAWT) WITH VARIATION GEOMETRY AND NUMBER OF BLADE FOR CAPACITY 10 kW

Name : Dony Damara
NRP : 2412 100 079
Department : Teknik Fisika FTL-ITS
Supervisor : Ir. Harsono Hadi, MT, Ph.D.
Ir. Roekmono, M.T.

Abstract

Blade is a component in wind turbines to extract energy of wind into mechanical energy. Design on the blade will greatly affect the work performance of the wind turbine. The purpose of this study was to determine the best wind turbine designs with variations in the geometry of the blades and the number of blades. Variations geometry airfoil blades used is the type of NACA 0012, NACA 0015 and NACA 0018. Variations in the number of blades used is 2, 3 and 5. These wind turbines will produce a power output of 10 kW at wind speeds remain 8 m / s. Results from this study is the geometry NACA 0012 is the best because it has the highest C_p values 0,26 at tip speed ratio 8 . Number of blades 2 has the highest C_p values 0,44 at tip speed ratio 6, but the number of blades 5 produces high torque 17,7 Nm at rpm 255. This proves that the wind turbines with number of blades 5 can rotate in low wind speeds.

Keywords: Airfoil, number of blade, wind turbine, coeffisien of performance

“This page is intentionally leftblank ”

KATA PENGANTAR

Assalamualaikum Wr. Wb.

Alhamdulillah, puji syukur penulis haturkan kehadiran Allah SWT atas segala rahmat dan hidayah-Nya, serta limpahan kesehatan dan petunjuk bagi penulis. Shalawat serta salam juga senantiasa penulis curahkan kepada Nabi Muhammad SAW sehingga penulis dapat menyelesaikan tugas akhir beserta pembuatan laporan yang berjudul:

“ANALISA ROTOR *HORIZONTAL AXIS WIND TURBINE* (HAWT) DENGAN VARIASI GEOMETRI DAN JUMLAH BILAH KAPASITAS 10 kW”

Tugas akhir ini disusun untuk memenuhi persyaratan bagi seorang mahasiswa dalam memperoleh gelar Sarjana Teknik pada Jurusan Teknik Fisika, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya.

Dalam kesempatan kali ini, penulis menyampaikan terima kasih kepada semua pihak yang telah banyak membantu hingga terselesaikannya laporan tugas akhir ini, khususnya kepada :

1. Kedua orangtua penulis yang tiada hentinya memberikan doa dan dukungan baik secara moril maupun materiil sedari penulis kecil hingga menjadi sebesar ini.
2. Bapak Ir. Harsono Hadi, M.T., Ph.D. dan Bapak Ir. Roekmono, M.T. selaku dosen pembimbing tugas akhir yang selalu memberikan arahan dan pencerahan kepada penulis dalam mengerjakan tugas akhir.
3. Bapak dan Ibu dosen Jurusan Teknik Fisika FTI ITS, khususnya dosen bidang minat Rekayasa Energi dan Pengkondisian Lingkungan atas segala pemberian ilmu yang tulus sehingga penulis dapat menyelesaikan kuliah sampai tugas akhir ini.
4. Teman-teman asisten Laboratorium Rekayasa Energi dan Pengkondisian Lingkungan atas segala keceriaan dan kebersamaan selama ini.

5. Teman – teman sesama pejuang tugas akhir atas kebersamaan dan solidaritas dalam memperjuangkan tugas akhir ini hingga selesai.
6. Seluruh keluarga dari penulis yang telah memberikan semangat dan doa.
7. Teman-teman angkatan 2012, kakak – kakak angkatan 2009, 2010, dan 2011 serta adik-adik angkatan 2013 dan 2014 atas segala kebersamaan selama penulis berkuliah.

Penulis sangat menyadari bahwa laporan Tugas Akhir ini masih terdapat kekurangan. Oleh karena itu kritik dan saran yang membangun sangat dibutuhkan untuk menyempurnakan laporan tugas akhir ini.

Surabaya, Juli 2016

Penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL.....	i
HALAMAN PENGESAHAN.....	v
ABSTRAK	ix
KATA PENGANTAR.....	xiii
DAFTAR ISI.....	xv
DAFTAR GAMBAR.....	xvii
DAFTAR TABEL	xix

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Perumusan Masalah.....	2
1.3 Batasan Masalah.....	2
1.4 Tujuan Penelitian.....	2
1.5 Manfaat Penelitian.....	2

BAB II

TEORI PENUNJANG

2.1 <i>Reynold Number</i>	5
2.2 <i>Airfoil</i>	5
2.3 Rotor	10
2.4 <i>NACA Airfoil</i>	10
2.5 <i>Aerodinamik Blade</i>	12
2.6 <i>Tip Speed Ratio (TSR)</i>	14
2.7 Turbin Angin.....	15
2.8 Sudut Serang (α).....	17
2.9 Segitiga Kecepatan.....	18

BAB III

METODOLOGI PENELITIAN

3.1 Diagram Alir Penelitian	21
3.2 Study Literatur	23
3.3 Pengumpulan Data.....	23

3.4	Pemilihan <i>Case Study</i>	23
3.5	Pemodelan Rotor.....	24
3.6	Simulasi Jumlah Bilah Pada <i>Software</i> Qblade.....	25
3.7	Analisa Hasil	25
3.8	Penarikan Kesimpulan.....	28
3.9	Penyusunan Laporan.....	28

BAB IV
ANALISIS DATA DAN PEMBAHASAN

4.1	Hubungan Antara Daya Output Dengan Geometri Bilah	29
4.2	Hubungan Antara Daya Output Dengan Jumlah Bilah	35

BAB V
PENUTUP

5.1	Kesimpulan	43
5.2	Saran.....	43

DAFTAR PUSTAKA.....	45
---------------------	----

LAMPIRAN A
LAMPIRAN B

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 <i>Airfoil</i>	5
Gambar 2.2 Distribusi <i>pressure</i> dan <i>shear stress</i> pada permukaan <i>airfoil</i>	7
Gambar 2.3 <i>Pressure</i> dan <i>shear stress</i> pada <i>airfoil</i>	7
Gambar 2.4 Gaya-gaya yang bekerja pada <i>airfoil</i>	8
Gambar 2.5 Gaya angkat dan gaya dorong.....	12
Gambar 2.6 <i>Stream line</i> yang terjadi di sekeliling <i>blade</i> pada <i>angle of attack</i> yang berbeda.....	13
Gambar 2.7 Hubungan nilai C_p terhadap <i>tip speed ratio</i> pada beberapa jenis turbin angin	15
Gambar 2.8 HAWT dan VAWT.....	16
Gambar 2.9 Sistem turbin angin	17
Gambar 2.10 Sudut serang.....	18
Gambar 2.11 Segitiga kecepatan.....	18
Gambar 3.1 Diagram alir penelitian	21
Gambar 4.1 Grafik C_p terhadap <i>tip speed ratio</i> NACA 0012.....	29
Gambar 4.2 Grafik C_p terhadap <i>tip speed ratio</i> NACA 0015.....	30
Gambar 4.3 Grafik C_p terhadap <i>tip speed ratio</i> NACA 0018.....	31
Gambar 4.4 Perbandingan C_p dan <i>tip speed ratio</i> terhadap variasi geometri.....	32
Gambar 4.5 Grafik hubungan C_p terhadap <i>tip speed ratio</i> pada variasi jumlah bilah dengan <i>airfoil</i> NACA 0012.....	35
Gambar 4.6 Grafik torsi terhadap rpm dengan variasi jumlah Bilah dengan <i>airfoil</i> NACA 0012.....	36
Gambar 4.7 Grafik hubungan C_p terhadap <i>tip speed ratio</i> pada variasi jumlah bilah dengan <i>airfoil</i> NACA 0015.....	37
Gambar 4.8 Grafik torsi terhadap rpm dengan variasi jumlah Bilah dengan <i>airfoil</i> NACA 0015.....	38
Gambar 4.9 Grafik hubungan C_p terhadap <i>tip speed ratio</i> pada variasi jumlah bilah dengan <i>airfoil</i> NACA 0018.....	39

Gambar 4.10 Grafik torsi terhadap rpm dengan variasi jumlah Bilah dengan <i>airfoil</i> NACA 0018.....	40
---	----

DAFTAR TABEL

Tabel 3.1 Parameter yang digunakan.....	23
Tabel 3.2 Peubah yang digunakan.....	24
Tabel 4.1 Persamaan dan perbedaan variasi <i>airfoil</i>	33
Tabel 4.2 Nilai <i>tip speed ratio</i> pada C_p maksimum masing-masing variasi.....	33
Tabel 4.3 Sudut serang pada masing-masing variasi.....	34
Tabel 4.4 Radius pada masing-masing variasi untuk daya keluaran 10 kW.....	34
Tabel 4.5 <i>Solidity</i> terhadap variasi jumlah bilah.....	41

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Sumber energi tak terbarukan seperti batubara, gas dan minyak bumi terbatas dan produksi diminimalkan dalam sepuluh tahun terakhir [1]. Permintaan yang tinggi terhadap sumber energi tak terbarukan memiliki efek besar terhadap negara berkembang [2]. Energi tak terbarukan menghasilkan masalah perubahan iklim global seperti sulfur dioksida pada hasil produksinya [3]. Energi terbarukan adalah solusi untuk menggantikan energi tak terbarukan sebagai sumber energi utama. [3]

Indonesia merupakan negara yang kaya dengan sumber energi baru terbarukan. Energi terbarukan merupakan sumber energi baru yang dapat diproduksi tanpa menghabiskan sumber energi alami. Saat ini banyak penelitian yang mulai mencari sumber ebergi alternatif seperti angin, *geothermal*, *hydropower*, ombak, biomass dan energi matahari [4]. Energi angin, khususnya, yang telah menjadi banyak perhatian karena tak habis - habisnya dan ramah terhadap lingkungan alam [5].

Alat yang dapat mengekstrak energi angin menjadi energi listrik adalah turbin angin. Terdapat dua jenis turbin angin yang sering digunakan, yaitu jenis horizontal aksis (HAWT) dan vertikal aksis (VAWT) [6]. Turbin angin tipe HAWT menggunakan gaya angkat untuk dapat memutar rotor, sehingga semakin tinggi nilai koefisien angkat dari suatu geometri *airfoil*, maka semakin tinggi pula daya keluaran mekanik yang akan dihasilkan. Sedangkan pada turbin angin tipe VAWT, sebagian menggunakan gaya angkat dan sebagian menggunakan gaya dorong.

Sistem turbin angin terdiri dari beberapa komponen, yaitu : bilah, generator, *rectifier*, DC-DC *converter*, *inverter*, baterai. Energi angin akan diserap oleh bilah, kemudian gerakan dari bilah akan memutar generator sehingga menghasilkan listrik AC. Setelah listrik AC dihasilkan pada generator akan diubah kedalam bentuk listrik DC oleh *rectifier*. Listrik DC akan diubah lagi

kedalam bentuk listrik AC untuk mengontrol tegangan dan frekuensi menggunakan DC-DC *converter* dan *inverter*. [7] [8]

Bilah merupakan komponen utama untuk mengekstrak energi angin dan merubah kedalam energi mekanik. Sehingga desain pada bilah sangat diperlukan untuk mendapatkan efisiensi yang tinggi. Analisa pada bilah dilakukan untuk mendapatkan desain yang terbaik.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang diatas maka permasalahan yang di angkat dalam tugas akhir ini adalah sebagai berikut :

1. Bagaimana mendapatkan desain terbaik pada turbin angin dengan variasi geometri dan jumlah bilah?

1.3 Tujuan

Tujuan dilakukannya tugas akhir ini adalah sebagai berikut :

1. Untuk mendapatkan desain terbaik pada turbin angin dengan variasi geometri dan jumlah bilah.

1.4 Batasan Masalah

Adapun batasan masalah dalam tugas akhir ini adalah sebagai berikut :

1. Analisis hanya dilakukan pada komponen bilah.
2. Variasi pada rotor dilakukan pada :
 - a. Geometri bilah
 - b. Jumlah bilah

1.5 Manfaat Penelitian

Manfaat dari penelitian ini adalah untuk mengetahui keluaran daya mekanik yang dihasilkan rotor dengan perlakuan variasi terhadap geometri dan jumlah bilah. Perbedaan terhadap geometri dan jumlah bilah dapat menghasilkan daya keluaran yang berbeda-beda pula. Sehingga dengan menganalisis perlakuan variasi geometri dan jumlah bilah tersebut dapat

mendesain turbin angin yang memiliki desain terbaik sebelum merancang bangun turbin angin.

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

2.1 *Reynold Number*

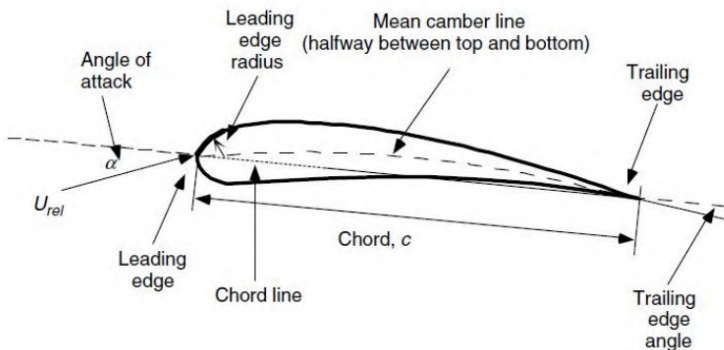
Bilangan Reynold adalah rasio antara gaya inersia terhadap gaya viskos yang mengkuantifikasikan hubungan kedua gaya tersebut dengan suatu kondisi aliran tertentu [9]. Bilangan ini digunakan untuk mengidentifikasikan jenis aliran yang berbeda, misalnya laminar dan turbulen. Rumus bilangan Reynold umumnya diberikan sebagai berikut: [9]

$$R_e = \frac{\rho v_s L}{\mu} \quad (2.1)$$

Dengan :

- v_s = kecepatan fluida (m/s)
- L = panjang *chord* (m)
- μ = viskositas absolut fluida dinamis
- ρ = kerapatan (densitas) fluida (kg/m³)

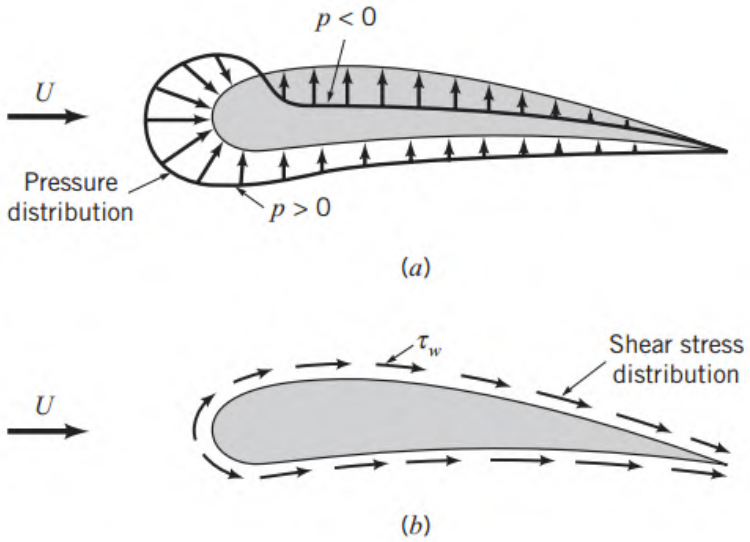
2.2 *Airfoil*



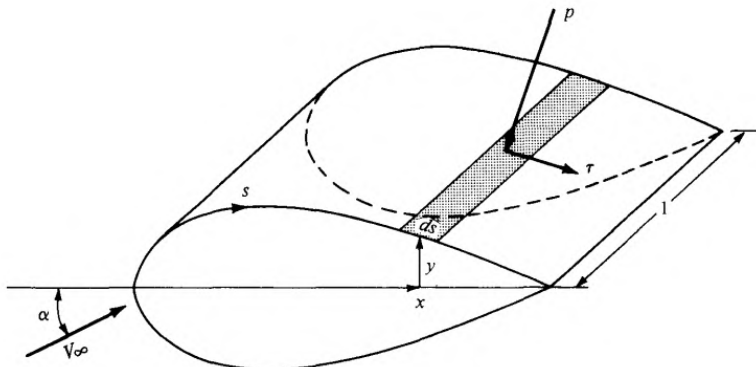
Gambar 2.1 *Airfoil* [10]

Gambar 2.1 menunjukkan bentuk geometri *airfoil* dan bagian – bagian dari *airfoil*. *Airfoil* atau *aerofoil* adalah suatu bentuk geometri yang apabila ditempatkan di suatu aliran fluida akan memproduksi gaya angkat (*lift*) lebih besar dari gaya hambat (*drag*). *Airfoil* memiliki bagian – bagian seperti berikut : [11]

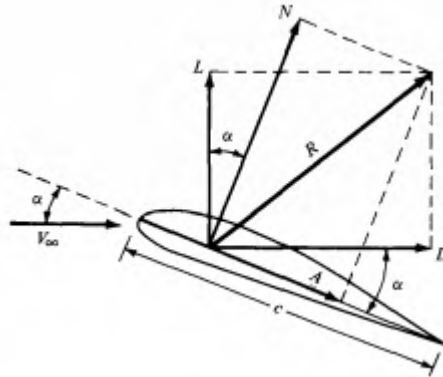
1. *Leading edge* adalah bagian yang paling depan dari sebuah *airfoil*.
2. *Trailing edge* adalah bagian yang paling belakang dari sebuah *airfoil*.
3. *Chamber line* adalah garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan permukaan bawah dari *airfoil* mean *chamber line*.
4. *Chord line* adalah garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge*.
5. *Chord* adalah jarak antara *leading edge* dengan *trailing edge*.
6. Maksimum *chamber* adalah jarak maksimum antara mean *chamber line* dan *chord line*. Posisi maksimum *chamber* diukur dari *leading edge* dalam bentuk persentase *chord*.
7. Maksimum *thickness* adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil* yang juga diukur tegak lurus terhadap *chord line*.



Gambar 2.2 Distribusi *pressure* dan *shear stress* pada permukaan *airfoil* [12]



Gambar 2.3 *Pressure* dan *shear stress* pada *airfoil* [13]



Gambar 2.4 Gaya-gaya yang bekerja pada *airfoil* [13]

Gambar 2.2 menunjukkan distribusi *pressure* tegak lurus dengan *surface* dan *shear stress* sejajar dengan *surface* pada *airfoil*. *Pressure* dan *shear stress* tersebut mengikuti tiap bentuk permukaan dari *leading edge* sampai *trailing edge*.

Pressure dan *shear stress* terjadi pada setiap bagian *surface*, hanya saja Gambar 2.3 memisalkan *pressure* dan *shear stress* terjadi pada bagian kecil *surface*. *Pressure* dan *shear stress* tiap bagian akan mengakibatkan adanya gaya-gaya yang bekerja pada *airfoil* seperti pada Gambar 2.4. Gaya angkat dan dorong dapat dije laskan dalam persamaan berikut :

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \quad (2.2)$$

$$D = N \sin \alpha + A \cos \alpha \quad (2.3)$$

Dengan :

- L = Gaya *lift*
- D = Gaya *drag*
- N = Gaya normal
- A = Gaya *axial*
- α = sudut serang

Pressure dan *shear stress* bagian *upper* dan *lower* akan menghasilkan gaya normal dan *axial* yang dapat dijelaskan dalam persamaan berikut :

$$dN'_u = -p_u ds_u \cos \theta - \tau_u ds_u \sin \theta \quad (2.4)$$

$$dA'_u = -p_u ds_u \sin \theta + \tau_u ds_u \cos \theta \quad (2.5)$$

$$dN'_l = p_l ds_l \cos \theta - \tau_l ds_l \sin \theta \quad (2.6)$$

$$dA'_l = p_l ds_l \sin \theta + \tau_l ds_l \cos \theta \quad (2.7)$$

Total gaya normal dan gaya *axial* didapatkan dari pengintegralan persamaan 2.4 sampai 2.7 dengan batas *trailing edge* dan *leading edge* sebagai berikut :

$$N' = - \int_{LE}^{TE} (p_u \cos \theta + \tau_u \sin \theta) ds_u + \int_{LE}^{TE} (p_l \cos \theta - \tau_l \sin \theta) ds_l \quad (2.8)$$

$$A' = \int_{LE}^{TE} (-p_u \cos \theta + \tau_u \sin \theta) ds_u + \int_{LE}^{TE} (p_l \cos \theta + \tau_l \sin \theta) ds_l \quad (2.9)$$

Dengan :

dN'_u = bagian kecil *upper normal force*

dA'_u = bagian kecil *upper axial force*

dN'_l = bagian kecil *lower normal force*

dA'_l = bagian kecil *lower axial force*

p = *pressure*

τ = *shear stress*

ds_u = bagian kecil *upper surface*

ds_l = bagian kecil *lower surface*

2.3 Rotor

Rotor adalah komponen utama pada turbin angin. Rotor bekerja sebagai pengekstrak energi angin menjadi energi mekanik. Rotor dapat juga berperan sebagai aktuator dari sebuah sistem kontrol pada turbin angin untuk mengontrol daya keluaran dari sistem turbin angin dengan cara merubah sudut *pitch*. Rotor dapat dimodelkan sebagai berikut : [7] [14] [15]

$$Cp(\lambda, \beta) = 0,5(116 \frac{1}{\beta} - 0,4\theta - 5)e^{-21\frac{1}{\beta}} \quad (2.10)$$

Dimana nilai $\frac{1}{\beta}$ adalah :

$$\frac{1}{\beta} = \frac{1}{\lambda + 0,08\theta} - \frac{0,035}{1 + \theta^3} \quad (2.11)$$

Dengan :

$Cp(\lambda, \beta)$ = Effisiensi dari *blade* dalam fungsi λ (*tip speed ratio*) dan β (sudut *pitch*)

2.4 NACA Airfoil

NACA *airfoil* adalah bentuk sayap pesawat terbang yang dikembangkan oleh Komite Penasihat Nasional untuk Aeronautika (NACA). Bentuk *airfoil* dijelaskan menggunakan serangkaian digit mengikuti kata NACA. Parameter dalam kode numerik dapat dimasukkan kedalam persamaan untuk mendapatkan penampang *airfoil* dan menghitung sifat-sifat dari *airfoil* itu sendiri. *leading edge* dalam puluhan prosentase dari *chord*. Dua digit terakhir menggambarkan prosentase ketebalan maksimum dari *chord*. Sebagai contoh, *airfoil* NACA 4415 asimetris memiliki maksimum *chamber* 4% terletak 40% (0,4 *chords*) dari *leading edge* dengan ketebalan maksimum sebesar 15% dari *chord*. NACA 0018 simetris dengan 00 menunjukkan bahwa *airfoil* ini tidak memiliki *chamber*. Angka 18 menunjukkan besarnya prosentase ketebalan dari panjang *chord*.

Kualitas unjuk kerja dari sudu-sudu yang *airfoil* ini biasanya dinyatakan dalam harga koefisien gaya *drag* (CD) dan koefisien gaya *lift* (CL). Gaya *lift* adalah gaya yang arahnya tegak lurus aliran yang mengenai suatu bentuk *airfoil*. Gaya *drag* adalah gaya yang sejajar dengan aliran fluida yang mengenai suatu bentuk *airfoil*. Besarnya masing-masing gaya tersebut adalah : [16]

$$L = C_l \frac{1}{2} \rho A v^2 \quad (2.12)$$

$$D = C_d \frac{1}{2} \rho A v^2 \quad (2.13)$$

Koefisien angkat dan koefisien dorong dapat dirumuskan sebagai berikut : [17]

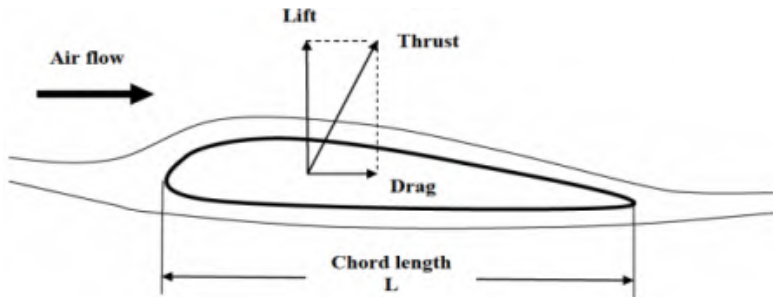
$$C_l = \frac{2L}{\rho A v^2} \quad (2.14)$$

$$C_D = \frac{2D}{\rho A v^2} \quad (2.15)$$

Dengan :

- L = Gaya angkat (Newton)
- D = Gaya dorong (Newton)
- A = Luas permukaan
- v = Kecepatan angin (m/s)
- ρ = Densitas udara (kg/m^3)
- C_l = koefisien angkat
- C_D = koefisien dorong

Gambar 2.5 menunjukkan gaya angkat dan gaya dorong pada *airfoil*.

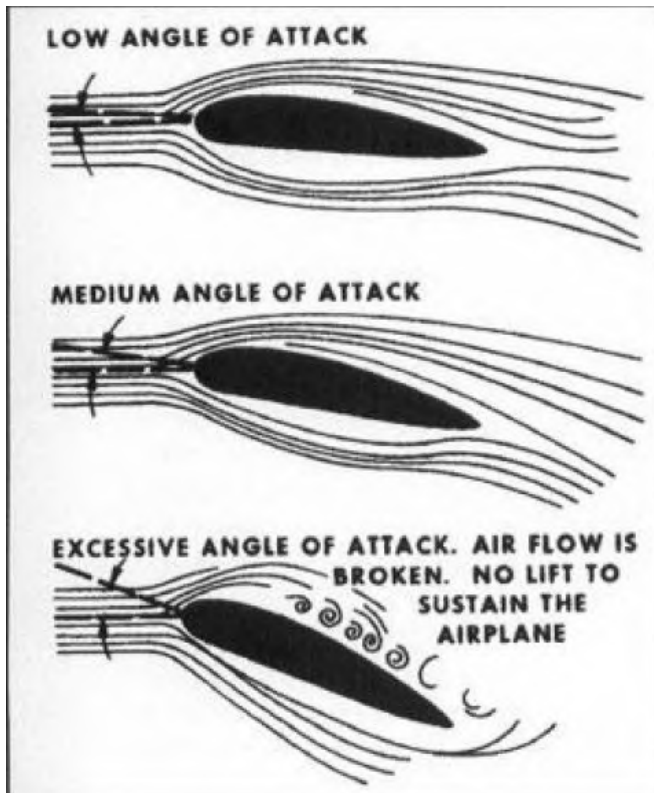


Gambar 2.5 Gaya angkat dan gaya dorong [17]

2.5 Aerodinamik *Blade*

Blade merupakan salah satu komponen penting. *Blade* harus didesain dengan baik sehingga mampu mengekstrak energi dari angin seoptimal mungkin.

Selama beroperasi, besarnya *angle of attack* kemungkinan mengenai perubahan sehingga tidak sesuai dengan desain. Hal ini akan mengakibatkan *stall*. Fenomena *stall* ini dapat menyebabkan rugi aerodinamik yang besar. Gambar 2.6 menunjukkan fenomena *stall* yang terjadi pada sebuah *blade*.



Gambar 2.6 *Stream line* yang terjadi di sekeliling *blade* pada *angle of attack* yang berbeda [18]

Gambar 2.6 dengan *low angle of attack* menunjukkan aliran fluida yang melalui *blade* dengan *angle of attack* kecil. Terlihat bahwa aliran fluida dapat melewati profil *blade* dengan baik. Ketika *angle of attack* diperbesar hingga mencapai sudut kritisnya, aliran fluida masih dapat melewati fluida dengan baik seperti terlihat pada Gambar 2.6 dengan *medium angle of attack*. Namun ketika *angle of attack* diperbesar melebihi sudut kritisnya maka akan mulai muncul turbulensi dan aliran tidak mengikuti profil *blade* dengan baik, seperti yang ditunjukkan pada Gambar

2.6 dengan *excessive angle of attack*. Fenomena ini disebut sebagai fenomena stall. [13]

2.6 *Tip Speed Ratio (TSR)*

Tip speed ratio (rasio kecepatan ujung) adalah rasio kecepatan ujung rotor terhadap kecepatan angin bebas. Untuk kecepatan angin nominal yang tertentu, *tip speed ratio* akan berpengaruh pada kecepatan rotor. Turbin angin tipe *lift* akan memiliki *tip speed ratio* yang relatif lebih besar dibandingkan dengan turbin angin *drag*. [19]

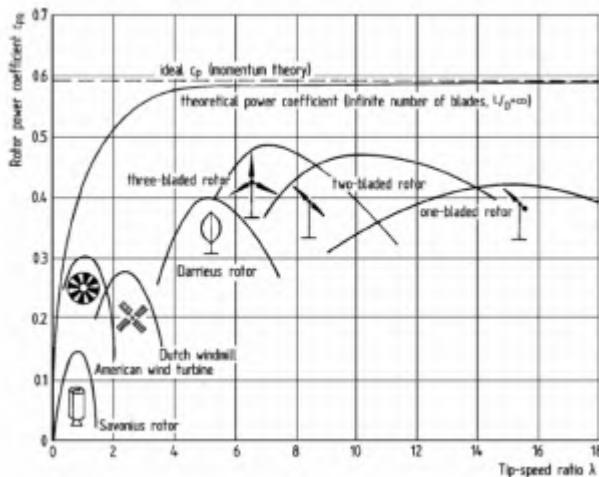
Tip speed ratio dihitung dengan persamaan : [7] [20]

$$TSR (\lambda) = \frac{\omega \cdot R}{v} \quad (2.16)$$

Dengan :

ω = kecepatan angular rotor
 R = jari-jari rotor
 v = kecepatan angin

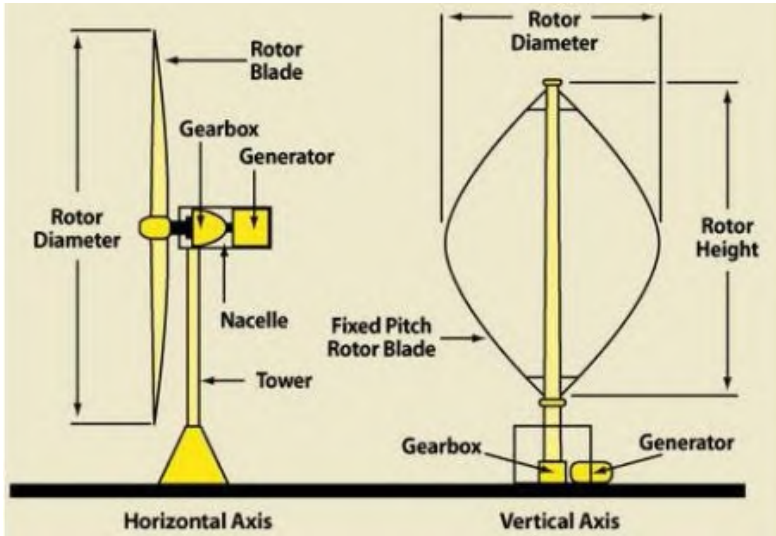
Gambar 2.7 menunjukkan variasi *tip speed ratio* dan koefisien daya untuk berbagai macam turbin angin.



Gambar 2.7 Hubungan nilai C_p terhadap *tip speed ratio* pada beberapa jenis turbin angin [19]

2.7 Turbin Angin

Turbin angin mengubah energi angin menjadi energi mekanik menggunakan bilah. Energi mekanik hasil putaran bilah akan memutar *shaft* dan dilanjutkan mengubah energi mekanik menjadi energi listrik pada generator. Turbin angin dapat diklasifikasikan menjadi 2 jenis. Turbin angin yang memiliki putaran bilah paralel dengan arah angin disebut *Horizontal Axis Wind Turbine* atau disingkat HAWT, sedangkan turbin angin yang memiliki putaran bilah tegak lurus dengan arah angin disebut *Vertical Axis Wind Turbine* atau disingkat VAWT. [17] Gambar 2.8 menunjukkan turbin angin jenis HAWT dan VAWT.



Gambar 2.8 HAWT dan VAWT [17]

Daya angin dapat dimodelkan dalam ekspresi berikut: [14]
[7] [21] [22] [23]

$$P_{wind} = \frac{1}{2} \rho_{air} \cdot A \cdot V_{wind}^3 \quad (2.17)$$

Daya angin yang dapat diekstrak dari angin adalah sebagai berikut : [7]

$$P_{extracted} = C_p \cdot \frac{1}{2} \rho_{air} \cdot A \cdot V_{wind}^3 \quad (2.18)$$

Dengan :

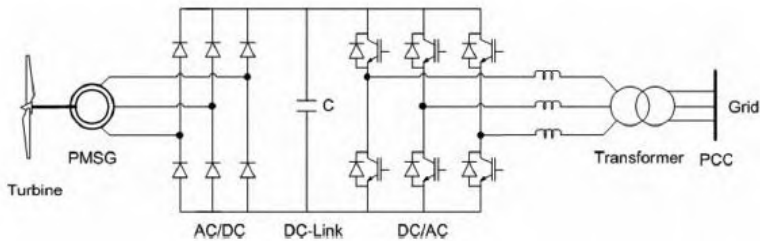
P_{wind} = daya angin

ρ_{air} = massa jenis udara ($1,225 \text{ kg/m}^3$)

A = luas sapuan bilah

V_{wind} = kecepatan angin

C_p = koefisien performansi

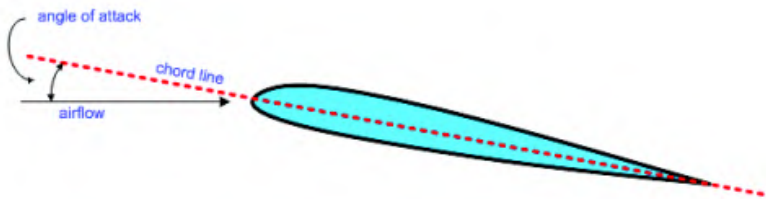


Gambar 2.9 Sistem turbin angin [14]

Gambar 2.9 menunjukkan sistem turbin angin secara keseluruhan. Bagian turbin pada Gambar 2.9 berfungsi untuk mengekstrak energi angin menjadi energi mekanik. PMSG pada Gambar 2.9 berfungsi sebagai pengkonversi energi mekanik menjadi energi listrik. AC/DC pada Gambar 2.9 berfungsi sebagai pengkonversi listrik AC menjadi listrik DC. DC-link pada Gambar 2.9 berfungsi sebagai pengkonversi listrik DC menjadi listrik DC, tetapi dengan tegangan yang dapat diubah-ubah. DC/AC pada Gambar 2.9 berfungsi sebagai pengkonversi listrik DC menjadi listrik AC sekaligus sebagai pengontrol tegangan dan frekuensi. [7]

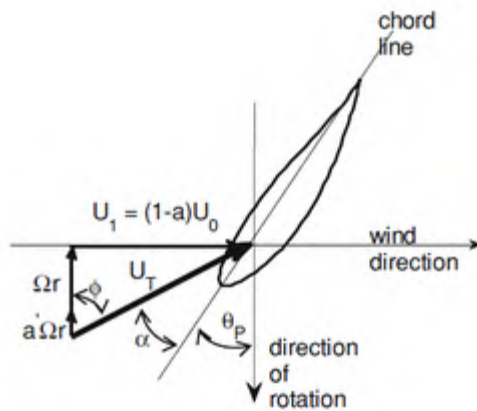
2.8 Sudut Serang (α)

Sudut serang adalah sudut yang dibentuk oleh tali busur sebuah *airfoil* dan arah aliran udara yang melewatinya (relative wind). *Airfoil* simetris, besar *lift* yang dihasilkan akan nol bila sudut serang nol, sedang pada *airfoil* tidak simetris sekalipun sudut serang nol tetapi gaya angkat telah timbul. Gaya angkat menjadi nol bila *airfoil* tidak simetris membentuk sudut negatif terhadap aliran udara. Sudut serang dimana gaya angkat sebesar nol ini disebut *zero angle lift*. [11] Gambar 2.10 menunjukkan sudut serang pada *airfoil*.



Gambar 2.10 Sudut serang [11]

2.9 Segitiga Kecepatan



Gambar 2.11 Segitiga kecepatan pada turbin [24]

Gambar 2.11 menunjukkan segitiga kecepatan pada turbin. Segitiga kecepatan mempresentasikan beberapa komponen dari kecepatan yang bekerja pada turbin. Ωr adalah kecepatan rotasi turbin. U_1 adalah kecepatan fluida. U_T adalah kecepatan absolut fluida resultan dari kecepatan ujung turbin dan kecepatan relatif fluida.

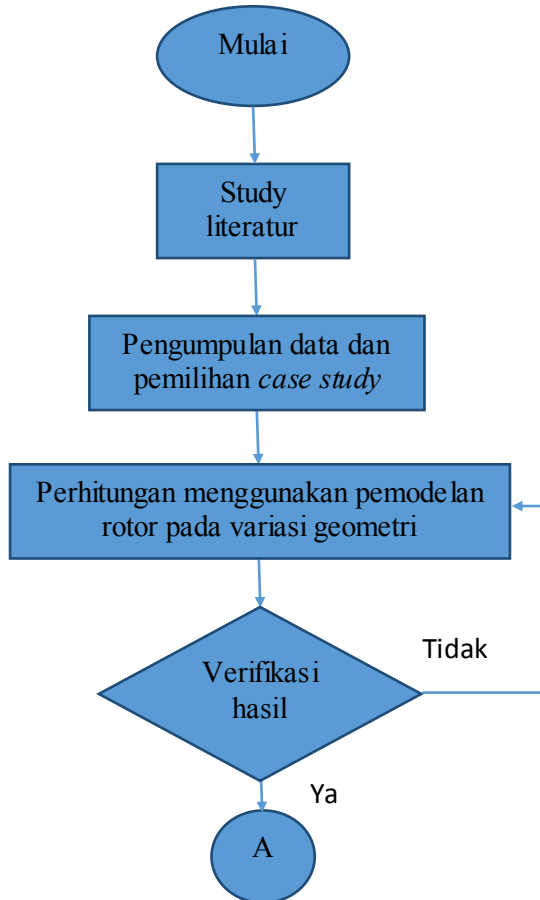
Angin yang berhembus akan menghasilkan gaya untuk memutar turbin. Angin memiliki kecepatan dan arah tertentu, sedangkan turbin juga memiliki kecepatan putar dan arah putar tertentu. Kecepatan angin dengan arah tertentu dan kecepatan rotor turbin dengan arah dan kecepatan tertentu akan menghasilkan resultan kecepatan seperti terlihat dari Gambar 2.11.

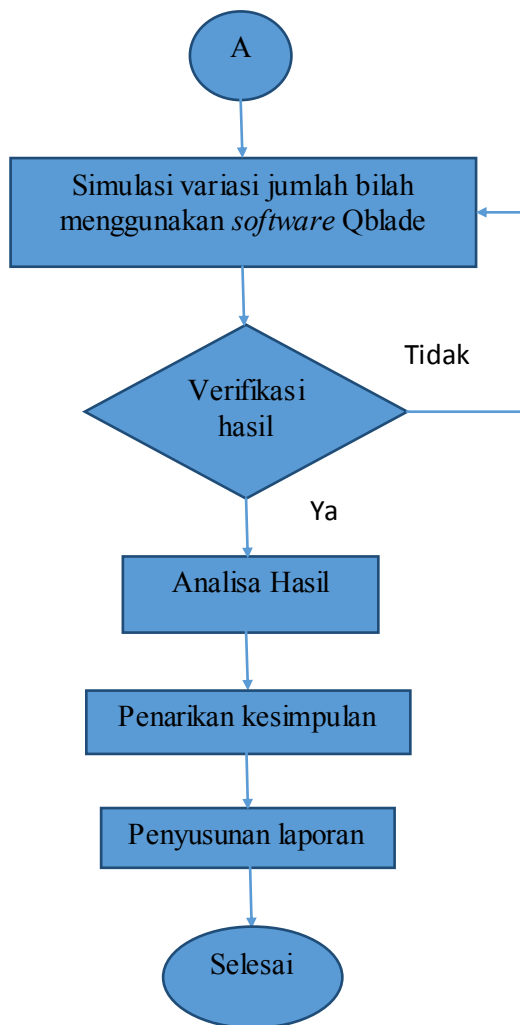
“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BAB III METODOLOGI

3.1 Diagram Alir Penelitian

Gambar 3.1 menunjukkan langkah-langkah yang dilakukan untuk menyelesaikan tugas akhir ini :





Gambar 3.1 Diagram alir penelitian

3.2 Studi Literatur

Penelitian ini harus berlandaskan pada azas-azas teoritis yang diakui di dalam dunia keteknikan secara ilmiah sehingga dapat dijadikan rujukan penyelesaian penelitian ini. Studi literatur ini dilakukan dengan cara memperolehnya dari buku-buku referensi, jurnal-jurnal ilmiah, diskusi personal, atau bahkan lewat media internet.

Landasan teoritis ini menyangkut masalah dasar dasar mekanika fluida, turbin angin, dasar-dasar aerodinamika, khususnya terhadap pembahasan yang berkaitan dengan *airfoil*.

3.3 Pengumpulan Data

Tahap ini dilakukan pengumpulan data tentang informasi yang berkaitan dengan *airfoil* NACA 0012, NACA 0015 dan NACA 0018 yang dibutuhkan untuk melakukan penelitian pada situs web www.airfoiltool.com.

3.4 Pemilihan *Case Study*

Penelitian ini menggunakan *case study* dengan spesifikasi sebagai berikut :

Tabel 3.1 Parameter yang digunakan

No	Parameter	Nilai
1	Daya keluaran	10 kW
2	Kecepatan angin	8 m/s
3	<i>Tip speed ratio</i>	1 sampai 11
4	Panjang <i>chord</i>	0,1 m
5	Viskositas udara	$1,5 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$

Tabel 3.2 Peubah yang digunakan

No	Peubah	Nilai
1	Jumlah bilah	2, 3 dan 5
2	Geometri bilah	NACA 0012, NACA 0015 dan NACA 0018

Asumsi-asumsi yang digunakan dalam tugas akhir ini adalah sebagai berikut :

a. Sudut *pitch* sama dengan sudut serang.

3.5 Pemodelan Rotor

Penelitian ini menggunakan pemodelan rotor sebagai berikut

: [7] [14] [15]

$$C_p(\lambda, \beta) = 0,5(116 \frac{1}{\beta} - 0,4\theta - 5)e^{-21\frac{1}{\beta}} \quad (3.1)$$

Dimana nilai $\frac{1}{\beta}$ adalah :

$$\frac{1}{\beta} = \frac{1}{\lambda + 0,08\theta} - \frac{0,035}{1 + \theta^3} \quad (3.2)$$

Dengan :

$C_p(\lambda, \beta)$ = Efisiensi dari *blade* dalam fungsi λ (TSR) dan β (sudut *pitch*)

Pemodelan pada rotor ini diperlukan untuk mengetahui efisiensi dari rotor dengan perubahan pada nilai sudut *pitch* dan *tip speed ratio*. Setelah efisiensi dari rotor diketahui maka dapat menentukan daya keluaran dari rotor dengan menggunakan rumus berikut: [14] [7] [21] [22] [23]

$$P_{wind} = \frac{1}{2} \rho_{air} \cdot A \cdot V_{wind}^3 \quad (3.3)$$

Daya angin yang dapat diekstrak dari angin adalah sebagai berikut: [7]

$$P_{extracted} = C_p \cdot \frac{1}{2} \rho_{air} \cdot A \cdot V_{wind}^3 \quad (3.4)$$

Dengan :

- P_{wind} = daya angin
- ρ_{air} = massa jenis udara (1,225 kg/m³)
- A = luas sapuan bilah
- V_{wind} = kecepatan angin
- C_p = koefisien performansi

3.6 Simulasi Jumlah Bilah Pada *Software* Qblade

Simulasi jumlah bilah dilakukan pada *software* Qblade pada masing-masing variasi *airfoil*. Simulasi dilakukan dengan cara memilih jenis *airfoil* dan jumlah bilah yang diinginkan. Kemudian menginputkan nilai parameter-parameter yang digunakan. Kemudian simulasi akan menghasilkan nilai C_p terhadap *tip speed ratio* dan torsi terhadap rpm.

3.7 Analisa Hasil

Analisa hasil dilakukan dengan cara mencari daya keluaran yang paling tinggi dari perlakuan-perlakuan yang telah diberikan dan juga mencari hal-hal apa saja yang dapat menyebabkan keluaran daya berubah. Analisa tersebut bergantung terhadap nilai peubah yang diberikan, seperti jumlah bilah yang semakin banyak, maka akan mengakibatkan nilai *tip speed ratio* berkurang. Hal tersebut terjadi karena semakin banyak jumlah bilah akan menghasilkan gaya dorong lebih besar.

Solidity juga diperlukan dalam pengerjaan tugas akhir ini karena nilai *solidity* dapat memberikan efek terhadap performa turbin angin. Semakin banyak jumlah bilah, maka nilai *solidity* juga akan meningkat. *Solidity* dapat dirumuskan sebagai berikut : [2]

$$\sigma = \frac{Nb \cdot c}{r} \quad (3.6)$$

Dengan :

σ = *solidity*
 Nb = jumlah bilah
 C = panjang *chord*
 r = radius rotor

Analisa juga dilakukan pada hubungan *tip speed ratio* dengan jumlah bilah untuk mengetahui letak *tip speed ratio* pada saat C_p maksimum. Hal ini dapat dibuktikan dengan persamaan berikut : [25]

$$\lambda^2 = \frac{8}{9C_l\sigma} \quad (3.7)$$

Dengan :

σ = *solidity*
 C_l = koefisien *lift*
 λ = *tip speed ratio*

Analisa juga dilakukan dengan mencari hubungan antara geometri bilah dengan daya keluaran yang dihasilkan. Geometri bilah yang berbeda akan menghasilkan daya keluaran yang berbeda pula, karena tiap bentuk *airfoil* akan memberikan gaya angkat yang berbeda pada nilai sudut serang tertentu. Hal ini dapat dijelaskan data yang tersedia pada lampiran dan rumus berikut : [16]

$$L = C_l \frac{1}{2} \rho A v^2 \quad (3.8)$$

Dengan :

L = gaya angkat (Newton)
 A = luas permukaan
 v = kecepatan angin (m/s)
 ρ = densitas udara (kg/m^3)

C_l = koefisien angkat

Pemodelan rotor yang digunakan : [7] [14] [15]

$$C_p(\lambda, \beta) = 0,5(116 \frac{1}{\beta} - 0,4\theta - 5)e^{-21\frac{1}{\beta}} \quad (3.9)$$

Dimana nilai $\frac{1}{\beta}$ adalah :

$$\frac{1}{\beta} = \frac{1}{\lambda + 0,08\theta} - \frac{0,035}{1 + \theta^3} \quad (3.10)$$

Dengan :

$C_p(\lambda, \beta)$ = Effisiensi dari *blade* dalam fungsi λ (TSR) dan β (sudut *pitch*)

Bilangan Reynold merupakan perbandingan atau rasio antara gaya inersia dan gaya viskos. Pengerjaan tugas akhir ini memiliki asumsi bahwa nilai dari viskositas udara dianggap sama. Sehingga nilai bilangan Reynold akan berubah ketika nilai dari kecepatan angin berubah. Bilangan Reynold dapat dituliskan dalam persamaan berikut : [9]

$$R_e = \frac{\rho v_s L}{\mu} \quad (3.11)$$

Dengan :

v_s = kecepatan fluida (m/s)

L = panjang *chord* (m)

μ = viskositas absolut fluida dinamis

ρ = kerapatan (densitas) fluida (kg/m³)

Analisa pada variasi jumlah bilah dilakukan dengan cara simulasi pada *software* Qblade. Simulasi dari *software* tersebut akan menghasilkan hubungan daya keluaran dengan variasi jumlah bilah.

3.8 Penarikan Kesimpulan

Penarikan kesimpulan ini berdasarkan tujuan penelitian yang telah ditetapkan sebelumnya. Dengan demikian diharapkan tidak terjadi penyimpangan dari tujuan penelitian.

3.9 Penyusunan Laporan

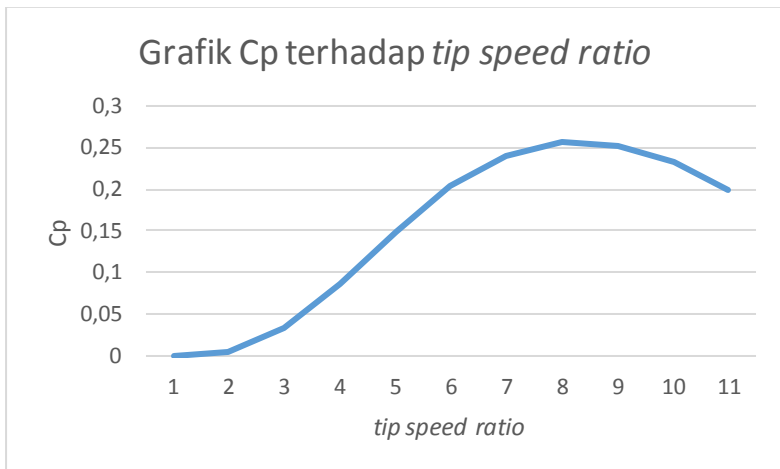
Penyusunan laporan dilakukan setelah mendapatkan hasil dari pengerjaan tugas akhir ini. Penyusunan laporan juga digunakan sebagai syarat kelulusan yang nantinya akan diarsipkan dan dapat dijadikan sebagai referensi penelitian lain.

BAB IV ANALISA DATA DAN PEMBAHASAN

4.1. Hubungan Antara Daya Output Dengan Geometri Bilah

4.1.1 Geometri NACA 0012 pada bilangan Reynold 500.000

Profil NACA 0012 pada lampiran menunjukkan nilai C_l/C_d tertinggi berada pada sudut serang $6,5^\circ$ dengan nilai C_l/C_d sebesar 61,7. Persamaan 3.10 menghasilkan bilangan Reynold sebesar 500.000 karena kecepatan angin yang digunakan adalah 8 m/s. Pemodelan rotor pada persamaan 3.1 dan 3.2 dengan nilai sudut serang $6,5^\circ$ akan menghasilkan grafik sebagai berikut :



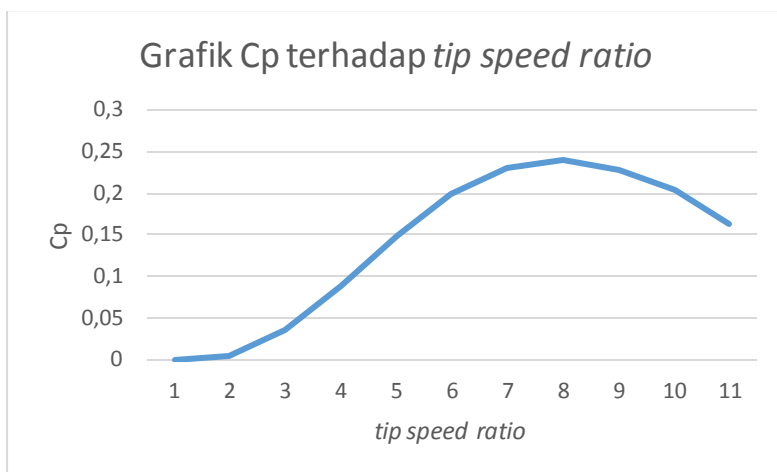
Gambar 4.1 Grafik C_p terhadap *tip speed ratio* NACA 0012

Gambar 4.1 menunjukkan nilai C_p tertinggi adalah 0,26 pada *tip speed ratio* 8, sehingga untuk mendapatkan daya output sebesar 10 kW diperlukan radius rotor sepanjang 6,3 m. Nilai sudut serang yang digunakan berada pada nilai C_l/C_d maksimum karena pada saat C_l/C_d maksimum akan menghasilkan gaya angkat yang lebih besar daripada gaya dorong. Gaya angkat dibutuhkan pada HAWT karena tipe turbin angin ini

membutuhkan gaya angkat untuk membuat bilah berputar. Nilai sudut serang yang digunakan juga tidak melebihi sudut kritis karena jika melebihi sudut kritis akan terjadi *stall*. Hal ini dapat dibuktikan pada lampiran, sudut kritis pada *airfoil* NACA 0012 terletak pada sudut serang $14,75^\circ$.

4.1.2 Geometri NACA 0015 pada bilangan Reynold 500.000

Profil NACA 0015 pada lampiran menunjukkan nilai C_l/C_d tertinggi berada pada sudut serang $7,5^\circ$ dengan nilai C_l/C_d sebesar 66,4. Persamaan 3.10 menghasilkan bilangan Reynold sebesar 500.000 karena kecepatan angin yang digunakan adalah 8 m/s. Pemodelan rotor pada persamaan 3.1 dan 3.2 dengan nilai sudut serang $7,5^\circ$ akan menghasilkan grafik sebagai berikut :



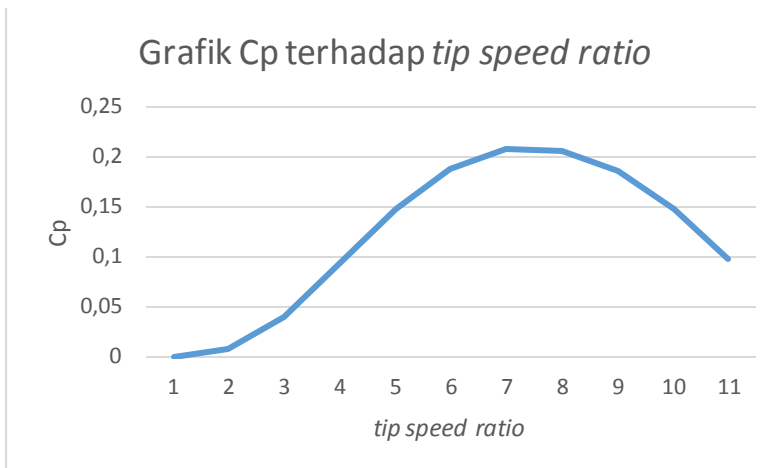
Gambar 4.2 Grafik C_p terhadap *tip speed ratio* NACA 0015

Gambar 4.2 menunjukkan nilai C_p tertinggi adalah 0,24 pada *tip speed ratio* 8, sehingga untuk mendapatkan daya output sebesar 10 kW diperlukan radius rotor sepanjang 6,6 m. Nilai sudut serang yang digunakan berada pada nilai C_l/C_d maksimum karena pada saat C_l/C_d maksimum akan menghasilkan gaya angkat yang lebih besar daripada gaya dorong. Gaya angkat

dibutuhkan pada HAWT karena tipe turbin angin ini membutuhkan gaya angkat untuk membuat bilah berputar. Nilai sudut serang yang digunakan juga tidak melebihi sudut kritis karena jika melebihi sudut kritis akan terjadi *stall*. Hal ini dapat dibuktikan pada lampiran, sudut kritis pada *airfoil* NACA 0015 terletak pada sudut serang $16,75^\circ$.

4.1.3 Geometri NACA 0018 pada bilangan Reynold 500.000

Profil NACA 0018 pada lampiran menunjukkan nilai Cl/Cd tertinggi berada pada sudut serang $9,25^\circ$ dengan nilai Cl/Cd sebesar 65,8. Persamaan 3.10 menghasilkan bilangan Reynold sebesar 500.000 karena kecepatan angin yang digunakan adalah 8 m/s. Pemodelan rotor pada persamaan 3.1 dan 3.2 dengan nilai sudut serang $9,25^\circ$ akan menghasilkan grafik sebagai berikut :



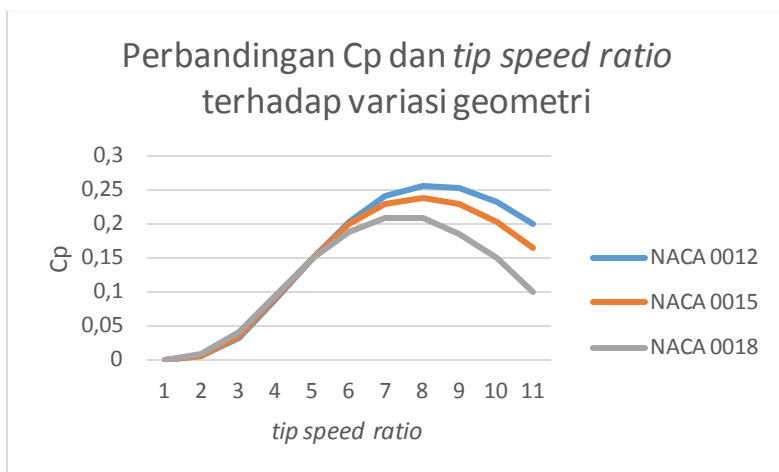
Gambar 4.3 Grafik Cp terhadap *tip speed ratio* NACA 0018

Gambar 4.3 menunjukkan nilai C_p tertinggi adalah 0,21 pada *tip speed ratio* 7, sehingga untuk mendapatkan daya output sebesar 10 kW diperlukan radius rotor sepanjang 7 m. Nilai sudut serang yang digunakan berada pada nilai Cl/Cd maksimum

karena pada saat Cl/Cd maksimum akan menghasilkan gaya angkat yang lebih besar daripada gaya dorong. Gaya angkat dibutuhkan pada HAWT karena tipe turbin angin ini membutuhkan gaya angkat untuk membuat bilah berputar. Nilai sudut serang yang digunakan juga tidak melebihi sudut kritis karena jika melebihi sudut kritis akan terjadi *stall*. Hal ini dapat dibuktikan pada lampiran, sudut kritis pada *airfoil* NACA 0018 terletak pada sudut serang $16,5^\circ$.

4.1.4 Perbandingan daya output geometri NACA 0012, NACA 0015 dan NACA 0018

Perbandingan koefisien performansi dari variasi ketiga geometri dapat ditunjukkan pada gambar berikut :



Gambar 4.4 Perbandingan C_p dan *tip speed ratio* terhadap variasi geometri

Gambar 4.4 menunjukkan bahwa variasi geometri NACA 0012 memiliki nilai koefisien tertinggi daripada NACA 0015 dan NACA 0018 dan NACA 0015 memiliki koefisien lebih baik daripada NACA 0018.

Tabel 4.1 Persamaan dan perbedaan variasi *airfoil*

No	Tipe <i>airfoil</i>	Maksimum <i>chamber</i>	Ketebalan maksimum
1	NACA 0012	0% (simetri)	12% <i>chord</i>
2	NACA 0015	0% (simetri)	15% <i>chord</i>
3	NACA 0018	0% (simetri)	18% <i>chord</i>

Variasi ketiga *airfoil* tersebut memiliki persamaan dan perbedaan seperti pada Tabel 4.1. Persamaan dari ketiga variasi geometri tersebut adalah bentuknya yang simetri. Hal ini ditunjukkan oleh dua angka awal pada tipe *airfoil* NACA, yaitu 00. Perbedaan dari variasi geometri NACA 0012, NACA 0015 dan NACA 0018 adalah pada tebal maksimum *airfoil*. NACA 0012 memiliki tebal 12% daripada panjang *chord*, NACA 0015 memiliki tebal 15% daripada panjang *chord*, NACA 0018 memiliki tebal 18% daripada panjang *chord*.

Hasil dari variasi terhadap tiga geometri *airfoil* ini menyimpulkan bahwa semakin tipis tebal maksimum daripada *airfoil*, maka akan semakin tinggi koefisien performansi yang dihasilkan. Semakin tinggi nilai koefisien performansi akan menyebabkan daya angin yang diekstrak menjadi energi mekanik semakin besar juga.

Tabel 4.2 Nilai *tip speed ratio* pada C_p maksimum masing-masing variasi

No	Tipe <i>airfoil</i>	Nilai <i>tip speed ratio</i> pada C_p maksimum
1	NACA 0012	8
2	NACA 0015	8
3	NACA 0018	7

Tabel 4.2 menunjukkan perbandingan nilai *tip speed ratio* pada C_p maksimum masing-masing variasi. Hal ini menghasilkan kesimpulan bahwa semakin tebal *airfoil* yang digunakan, maka semakin rendah nilai *tip speed ratio* pada C_p maksimum.

Tabel 4.3 Sudut serang pada masing-masing variasi

No	Tipe <i>airfoil</i>	Sudut serang yang digunakan
1	NACA 0012	6,5°
2	NACA 0015	7,5°
3	NACA 0018	9,25°

Tabel 4.3 menunjukkan perbedaan sudut serang yang digunakan pada masing-masing variasi. Semakin tebal *airfoil*, maka semakin rendah sudut serang yang digunakan. Sudut serang yang digunakan berada pada nilai Cl/Cd maksimum, karena pada saat Cl/Cd maksimum gaya angkat bernilai lebih tinggi daripada gaya dorong. Turbin angin tipe HAWT lebih membutuhkan gaya angkat daripada gaya dorong. Ketiga variasi geometri tersebut menggunakan sudut serang yang berada dibawah sudut kritisnya, sehingga tidak akan terjadi peristiwa *stall*.

Tabel 4.4 Radius pada masing-masing variasi untuk daya output 10 kW

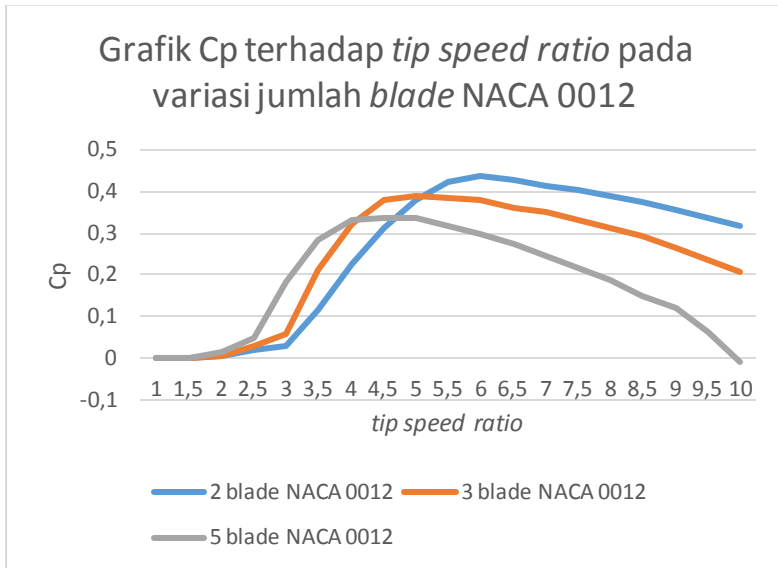
No	Tipe <i>airfoil</i>	Radius	Daya output (kW)
1	NACA 0012	6,3 m	10,161
2	NACA 0015	6,6 m	10,294
3	NACA 0018	7 m	10,132

Tabel 4.4 menunjukkan radius yang digunakan agar mencapai daya output 10 kW. Radius pada variasi NACA 0018 memiliki nilai lebih tinggi daripada NACA 0012 dan NACA 0015 karena nilai C_p yang dihasilkan rendah, sehingga untuk mencapai daya output 10 kW diperlukan tambahan panjang radius.

4.2. Hubungan Antara Daya Output Dengan Jumlah Bilah

4.2.1 Variasi jumlah bilah pada NACA 0012

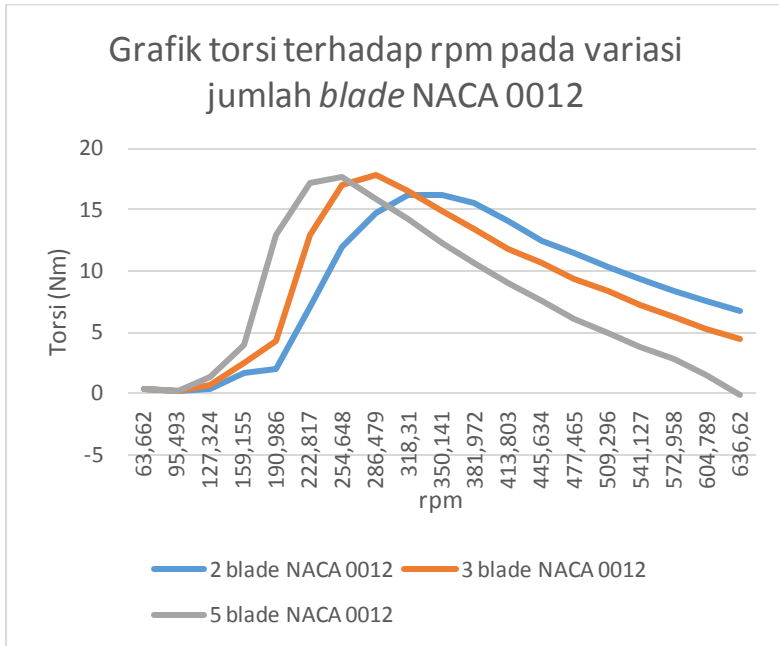
Simulasi NACA 0012 pada variasi jumlah bilah 2, 3 dan 5 terhadap nilai C_p menghasilkan grafik sebagai berikut :



Gambar 4.5 Grafik hubungan C_p terhadap *tip speed ratio* pada variasi jumlah bilah dengan *airfoil* 0012

Gambar 4.5 menunjukkan perbedaan C_p yang dihasilkan pada NACA 0012 dengan variasi jumlah bilah 2, 3 dan 5. C_p pada jumlah bilah 2 memiliki nilai tertinggi 0,44 pada *tip speed ratio* 6, sedangkan jumlah bilah 3 dan 5 memiliki nilai C_p tertinggi berturut-turut 0,39 pada *tip speed ratio* 4,5 dan 0,34 pada *tip speed ratio* 4. Hal ini menunjukkan bahwa semakin banyak jumlah bilah, maka nilai C_p maksimum yang dihasilkan berada pada *tip speed ratio* yang semakin rendah.

Simulasi juga menghasilkan grafik torsi output terhadap nilai rpm sebagai berikut :

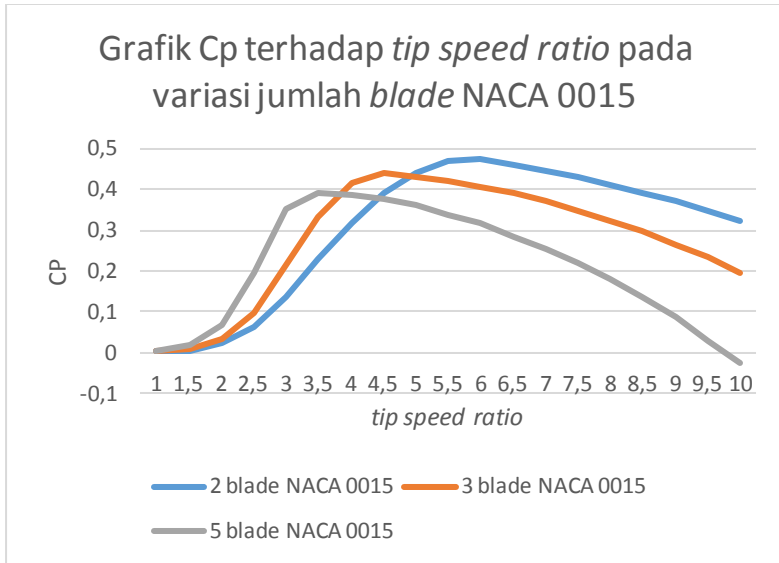


Gambar 4.6 Grafik torsi terhadap rpm dengan variasi jumlah bilah dengan *airfoil* NACA 0012

Gambar 4.6 menunjukkan perbedaan torsi yang dihasilkan terhadap rpm dengan variasi jumlah bilah. Turbin angin dengan jumlah bilah 5 menghasilkan torsi maksimum 17,7 Nm pada rpm 255, sedangkan jumlah bilah 3 dan 2 memiliki torsi maksimum berturut-turut 17,9 Nm pada rpm 290 dan 16,3 Nm pada rpm 350. Jumlah bilah 5 menghasilkan torsi tinggi pada rpm rendah. Hal ini membuktikan bahwa turbin angin dengan jumlah bilah 5 memiliki keuntungan, yaitu dapat memutar rotor pada kecepatan angin rendah, karena nilai torsi yang tinggi pada rpm rendah.

4.2.2 Variasi jumlah bilah pada NACA 0015

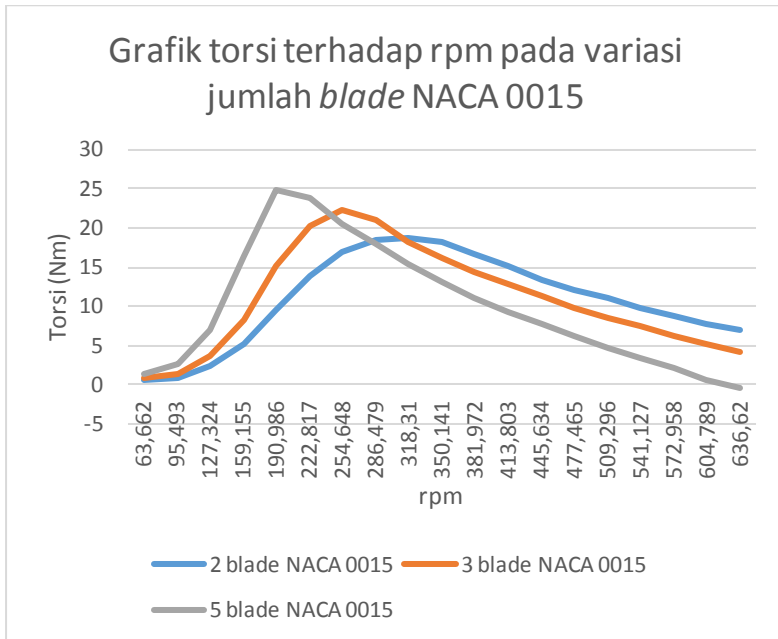
Simulasi NACA 0015 pada variasi jumlah bilah 2, 3 dan 5 terhadap nilai C_p menghasilkan grafik sebagai berikut :



Gambar 4.7 Grafik hubungan C_p terhadap *tip speed ratio* pada variasi jumlah bilah dengan *airfoil* NACA 0015

Gambar 4.7 menunjukkan perbedaan C_p yang dihasilkan pada NACA 0015 dengan variasi jumlah bilah 2, 3 dan 5. C_p pada jumlah bilah 2 memiliki nilai tertinggi 0,47 pada *tip speed ratio* 6, sedangkan jumlah bilah 3 dan 5 memiliki nilai C_p tertinggi berturut-turut 0,44 pada *tip speed ratio* 4,5 dan 0,39 pada *tip speed ratio* 3,5. Hal ini menunjukkan bahwa semakin banyak jumlah bilah, maka nilai C_p maksimum yang dihasilkan berada pada *tip speed ratio* yang semakin rendah.

Simulasi juga menghasilkan grafik torsi output terhadap nilai rpm sebagai berikut :

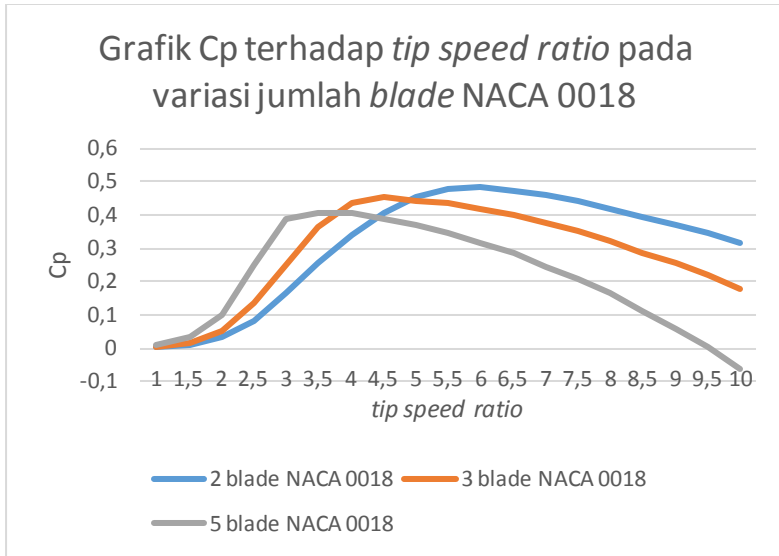


Gambar 4.8 Grafik torsi terhadap rpm dengan variasi jumlah bilah dengan *airfoil* NACA 0015

Gambar 4.8 menunjukkan perbedaan torsi yang dihasilkan terhadap rpm dengan variasi jumlah bilah. Turbin angin dengan jumlah bilah 5 menghasilkan torsi maksimum 25 Nm pada rpm 190, sedangkan jumlah bilah 3 dan 2 memiliki torsi maksimum berturut-turut 22 Nm pada rpm 255 dan 19 Nm pada rpm 320. Jumlah bilah 5 menghasilkan torsi tinggi pada rpm rendah. Hal ini membuktikan bahwa turbin angin dengan jumlah bilah 5 memiliki keuntungan, yaitu dapat memutar rotor pada kecepatan angin rendah, karena nilai torsi yang tinggi pada rpm rendah.

4.2.3 Variasi jumlah bilah pada NACA 0018

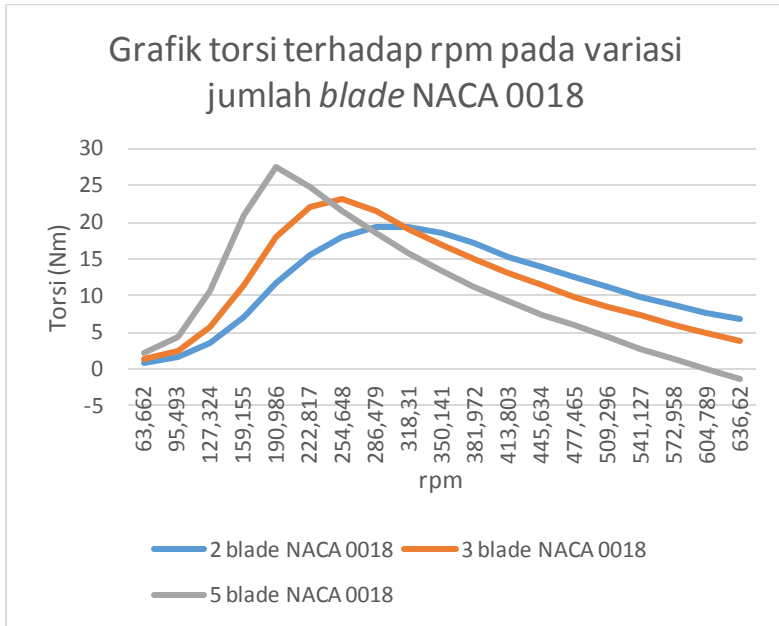
Simulasi NACA 0018 pada variasi jumlah bilah 2, 3 dan 5 terhadap nilai C_p menghasilkan grafik sebagai berikut :



Gambar 4.9 Grafik hubungan C_p terhadap *tip speed ratio* pada variasi jumlah bilah dengan *airfoil* NACA 0018

Gambar 4.9 menunjukkan perbedaan C_p yang dihasilkan pada NACA 0018 dengan variasi jumlah bilah 2, 3 dan 5. C_p pada jumlah bilah 2 memiliki nilai tertinggi 0,48 pada *tip speed ratio* 6, sedangkan jumlah bilah 3 dan 5 memiliki nilai C_p tertinggi berturut-turut 0,46 pada *tip speed ratio* 4,5 dan 0,41 pada *tip speed ratio* 3,5. Hal ini menunjukkan bahwa semakin banyak jumlah bilah, maka nilai C_p maksimum yang dihasilkan berada pada *tip speed ratio* yang semakin rendah.

Simulasi juga menghasilkan grafik torsi output terhadap nilai rpm sebagai berikut :



Gambar 4.10 Grafik torsi terhadap rpm dengan variasi jumlah bilah dengan *airfoil* NACA 0018

Gambar 4.10 menunjukkan perbedaan torsi yang dihasilkan terhadap rpm dengan variasi jumlah bilah. Turbin angin dengan jumlah bilah 5 menghasilkan torsi maksimum 27,5 Nm pada rpm 190, sedangkan jumlah bilah 3 dan 2 memiliki torsi maksimum berturut-turut 23,2 Nm pada rpm 255 dan 19,5 Nm pada rpm 320. Jumlah bilah 5 menghasilkan torsi tinggi pada rpm rendah. Hal ini membuktikan bahwa turbin angin dengan jumlah bilah 5 memiliki keuntungan, yaitu dapat memutar rotor pada kecepatan angin rendah, karena nilai torsi yang tinggi pada rpm rendah.

4.2.4 Hubungan *solidity* terhadap variasi jumlah bilah

Persamaan 3.6 dan 3.7 menghasilkan nilai *solidity* terhadap jumlah bilah sebagai berikut :

Tabel 4.5 *Solidity* terhadap variasi jumlah bilah

No	Jumlah bilah	<i>Solidity</i>	<i>Tip speed ratio</i> pada C_p maksimum
1	2	0,031	6
2	3	0,046	4,9
3	5	0,077	3,8

Solidity berpengaruh pada performa turbin angin. Variasi jumlah bilah akan menyebabkan nilai dari *solidity* juga akan bervariasi seperti pada Tabel 4.5. Turbin angin dengan jumlah bilah 2 memiliki nilai *solidity* 0,031, sedangkan turbin angin dengan jumlah bilah 3 dan 5 berturut-turut memiliki nilai *solidity* 0,046 dan 0,077.

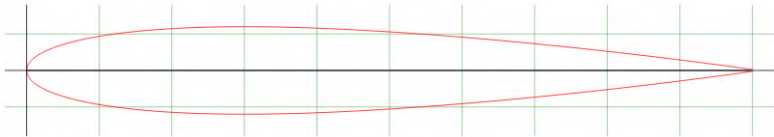
Tabel 4.5 juga menunjukkan bahwa semakin tinggi nilai *solidity* juga akan membuat nilai *tip speed ratio* pada saat C_p maksimum akan menurun. Perbedaan dalam hal *solidity* menunjukkan bahwa semakin tinggi nilai *solidity*, maka nilai C_p yang dihasilkan semakin rendah. Hal ini disebabkan oleh *solidity* yang lebih tinggi akan menghasilkan gaya dorong lebih tinggi juga. Gaya dorong yang lebih tinggi akan menurunkan nilai C_p karena turbin angin jenis HAWT membutuhkan gaya angkat bukan gaya dorong.

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

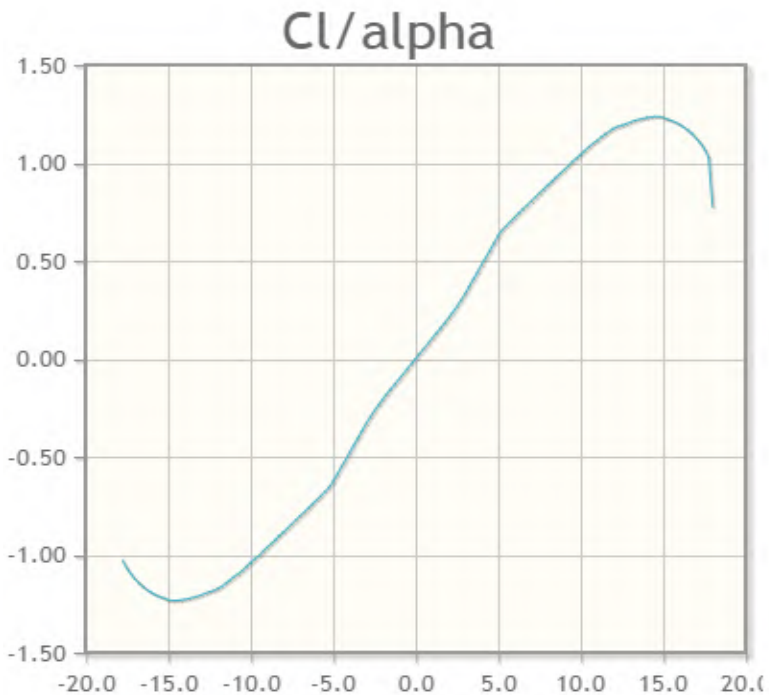
LAMPIRAN A

1. Profil *airfoil* NACA 0012

Nilai Cl/Cd maksimum berada pada sudut serang $6,5^\circ$ dengan nilai 61,7, sedangkan nilai Cl maksimum berada pada sudut serang $14,75^\circ$ dengan nilai 1,23.



Gambar 1. Geometri *airfoil* NACA 0012



Gambar 2. Grafik Cl terhadap sudut serang

XFOIL

Version 6.96

Calculated polar for: NACA 0012 AIRFOILS

1 1 Reynolds number fixed

Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)

Mach = 0.000 Re = 0.500 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CD	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
-17.750	-1.0298	0.12468	0.12173	0.0079	1.0000	0.0199
-17.500	-1.0693	0.11191	0.10877	0.0002	1.0000	0.0198
-17.250	-1.0995	0.10168	0.09835	-0.0060	1.0000	0.0198
-17.000	-1.1249	0.09280	0.08929	-0.0113	1.0000	0.0198
-16.750	-1.1466	0.08496	0.08127	-0.0159	1.0000	0.0198
-16.500	-1.1653	0.07799	0.07413	-0.0199	1.0000	0.0198
-16.250	-1.1812	0.07170	0.06767	-0.0235	1.0000	0.0199
-16.000	-1.1949	0.06606	0.06186	-0.0265	1.0000	0.0200
-15.750	-1.2058	0.06100	0.05662	-0.0291	1.0000	0.0201
-15.500	-1.2144	0.05648	0.05192	-0.0313	1.0000	0.0202
-15.250	-1.2215	0.05237	0.04764	-0.0331	1.0000	0.0204
-15.000	-1.2315	0.04811	0.04324	-0.0338	1.0000	0.0206
-14.750	-1.2349	0.04484	0.03986	-0.0342	1.0000	0.0209
-14.500	-1.2347	0.04212	0.03707	-0.0345	1.0000	0.0212
-14.250	-1.2325	0.03975	0.03462	-0.0345	1.0000	0.0215
-14.000	-1.2291	0.03762	0.03240	-0.0342	1.0000	0.0218
-13.750	-1.2249	0.03570	0.03037	-0.0337	1.0000	0.0222
-13.500	-1.2199	0.03394	0.02850	-0.0328	1.0000	0.0226
-13.250	-1.2139	0.03236	0.02680	-0.0316	1.0000	0.0230

alpha	CL	CD	CD	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
-13.000	-1.2065	0.03098	0.02531	-0.0303	1.0000	0.0236
-12.750	-1.1977	0.02979	0.02397	-0.0288	1.0000	0.0240
-12.500	-1.1907	0.02837	0.02243	-0.0268	1.0000	0.0245
-12.250	-1.1850	0.02684	0.02086	-0.0246	1.0000	0.0251
-12.000	-1.1748	0.02586	0.01984	-0.0225	1.0000	0.0257
-11.750	-1.1622	0.02501	0.01893	-0.0207	1.0000	0.0264
-11.500	-1.1470	0.02416	0.01801	-0.0192	1.0000	0.0271
-11.250	-1.1306	0.02336	0.01712	-0.0178	1.0000	0.0279
-11.000	-1.1126	0.02267	0.01632	-0.0165	1.0000	0.0287
-10.750	-1.0994	0.02143	0.01504	-0.0147	1.0000	0.0297
-10.500	-1.0815	0.02069	0.01429	-0.0135	1.0000	0.0308
-10.250	-1.0618	0.02009	0.01364	-0.0124	1.0000	0.0320
-10.000	-1.0416	0.01951	0.01300	-0.0113	1.0000	0.0333
-9.750	-1.0223	0.01882	0.01223	-0.0100	1.0000	0.0344
-9.500	-1.0053	0.01794	0.01135	-0.0085	1.0000	0.0360
-9.250	-0.9846	0.01743	0.01081	-0.0074	1.0000	0.0377
-9.000	-0.9632	0.01700	0.01032	-0.0064	1.0000	0.0395
-8.750	-0.9450	0.01628	0.00958	-0.0048	1.0000	0.0416
-8.500	-0.9250	0.01577	0.00908	-0.0035	1.0000	0.0439
-8.250	-0.9040	0.01537	0.00864	-0.0023	1.0000	0.0463
-8.000	-0.8851	0.01479	0.00804	-0.0007	1.0000	0.0492
-7.750	-0.8647	0.01437	0.00763	0.0006	1.0000	0.0526
-7.500	-0.8439	0.01400	0.00722	0.0019	1.0000	0.0561
-7.250	-0.8245	0.01350	0.00677	0.0034	1.0000	0.0609
-7.000	-0.8036	0.01316	0.00640	0.0047	1.0000	0.0657
-6.750	-0.7836	0.01275	0.00603	0.0061	1.0000	0.0723
-6.500	-0.7633	0.01237	0.00568	0.0075	1.0000	0.0799

alpha	CL	CD	CD	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
-6.250	-0.7424	0.01204	0.00537	0.0087	1.0000	0.0888
-6.000	-0.7216	0.01171	0.00509	0.0100	1.0000	0.1000
-5.750	-0.7007	0.01136	0.00482	0.0112	1.0000	0.1141
-5.500	-0.6797	0.01102	0.00458	0.0124	1.0000	0.1312
-5.250	-0.6582	0.01072	0.00437	0.0134	1.0000	0.1513
-5.000	-0.6274	0.01036	0.00414	0.0125	0.9985	0.1775
-4.750	-0.5903	0.01000	0.00393	0.0102	0.9957	0.2096
-4.500	-0.5529	0.00966	0.00374	0.0080	0.9931	0.2444
-4.250	-0.5172	0.00932	0.00354	0.0061	0.9892	0.2791
-4.000	-0.4798	0.00900	0.00338	0.0039	0.9858	0.3152
-3.750	-0.4410	0.00869	0.00322	0.0014	0.9832	0.3524
-3.500	-0.4066	0.00840	0.00307	-0.0001	0.9779	0.3872
-3.250	-0.3690	0.00813	0.00293	-0.0022	0.9740	0.4226
-3.000	-0.3306	0.00786	0.00279	-0.0044	0.9707	0.4575
-2.750	-0.2994	0.00761	0.00267	-0.0050	0.9628	0.4893
-2.500	-0.2655	0.00737	0.00254	-0.0062	0.9565	0.5214
-2.250	-0.2374	0.00715	0.00243	-0.0060	0.9458	0.5510
-2.000	-0.2089	0.00696	0.00233	-0.0059	0.9351	0.5802
-1.750	-0.1812	0.00678	0.00223	-0.0055	0.9233	0.6091
-1.500	-0.1552	0.00662	0.00215	-0.0048	0.9088	0.6370
-1.250	-0.1293	0.00648	0.00209	-0.0040	0.8929	0.6642
-1.000	-0.1034	0.00638	0.00203	-0.0032	0.8757	0.6915
-0.750	-0.0777	0.00628	0.00198	-0.0024	0.8571	0.7177
-0.500	-0.0517	0.00622	0.00195	-0.0016	0.8366	0.7435
-0.250	-0.0259	0.00618	0.00193	-0.0008	0.8148	0.7683
0.000	0.0000	0.00618	0.00192	0.0000	0.7923	0.7923
0.250	0.0259	0.00618	0.00193	0.0008	0.7683	0.8148

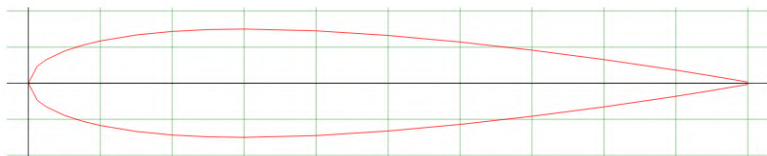
alpha	CL	CD	CD	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
0.500	0.0517	0.00622	0.00195	0.0016	0.7435	0.8367
0.750	0.0777	0.00628	0.00198	0.0024	0.7178	0.8571
1.000	0.1034	0.00638	0.00203	0.0032	0.6915	0.8757
1.250	0.1293	0.00648	0.00209	0.0040	0.6642	0.8929
1.500	0.1552	0.00662	0.00215	0.0048	0.6371	0.9088
1.750	0.1812	0.00678	0.00223	0.0055	0.6091	0.9233
2.000	0.2089	0.00696	0.00233	0.0059	0.5801	0.9351
2.250	0.2374	0.00716	0.00243	0.0060	0.5509	0.9458
2.500	0.2655	0.00737	0.00254	0.0062	0.5215	0.9566
2.750	0.2995	0.00761	0.00267	0.0050	0.4893	0.9628
3.000	0.3307	0.00786	0.00279	0.0044	0.4576	0.9707
3.250	0.3690	0.00813	0.00293	0.0022	0.4225	0.9740
3.500	0.4066	0.00840	0.00307	0.0001	0.3871	0.9779
3.750	0.4410	0.00869	0.00322	-0.0014	0.3524	0.9832
4.000	0.4798	0.00900	0.00338	-0.0039	0.3152	0.9858
4.250	0.5172	0.00932	0.00354	-0.0061	0.2791	0.9892
4.500	0.5530	0.00966	0.00374	-0.0080	0.2443	0.9931
4.750	0.5904	0.01000	0.00392	-0.0103	0.2096	0.9957
5.000	0.6275	0.01036	0.00414	-0.0125	0.1775	0.9985
5.250	0.6581	0.01072	0.00436	-0.0134	0.1513	1.0000
5.500	0.6796	0.01102	0.00457	-0.0123	0.1312	1.0000
5.750	0.7007	0.01136	0.00482	-0.0112	0.1141	1.0000
6.000	0.7215	0.01170	0.00509	-0.0100	0.1001	1.0000
6.250	0.7424	0.01204	0.00537	-0.0087	0.0889	1.0000
6.500	0.7632	0.01236	0.00568	-0.0074	0.0799	1.0000
6.750	0.7835	0.01275	0.00603	-0.0061	0.0724	1.0000
7.000	0.8036	0.01316	0.00640	-0.0047	0.0657	1.0000

alpha	CL	CD	CD	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
7.250	0.8244	0.01350	0.00676	-0.0034	0.0608	1.0000
7.500	0.8439	0.01399	0.00721	-0.0019	0.0561	1.0000
7.750	0.8646	0.01437	0.00763	-0.0006	0.0526	1.0000
8.000	0.8851	0.01479	0.00804	0.0007	0.0492	1.0000
8.250	0.9040	0.01537	0.00863	0.0023	0.0463	1.0000
8.500	0.9250	0.01577	0.00908	0.0035	0.0439	1.0000
8.750	0.9450	0.01628	0.00958	0.0048	0.0416	1.0000
9.000	0.9632	0.01699	0.01032	0.0064	0.0395	1.0000
9.250	0.9847	0.01743	0.01081	0.0074	0.0377	1.0000
9.500	1.0054	0.01794	0.01135	0.0085	0.0360	1.0000
9.750	1.0224	0.01882	0.01223	0.0100	0.0344	1.0000
10.000	1.0417	0.01951	0.01299	0.0113	0.0333	1.0000
10.250	1.0620	0.02009	0.01364	0.0124	0.0320	1.0000
10.500	1.0817	0.02069	0.01428	0.0134	0.0308	1.0000
10.750	1.0995	0.02144	0.01504	0.0147	0.0297	1.0000
11.000	1.1128	0.02267	0.01631	0.0165	0.0287	1.0000
11.250	1.1309	0.02336	0.01711	0.0177	0.0279	1.0000
11.500	1.1474	0.02416	0.01801	0.0191	0.0271	1.0000
11.750	1.1626	0.02500	0.01893	0.0206	0.0263	1.0000
12.000	1.1753	0.02586	0.01984	0.0224	0.0257	1.0000
12.250	1.1855	0.02684	0.02086	0.0245	0.0251	1.0000
12.500	1.1912	0.02838	0.02244	0.0267	0.0245	1.0000
12.750	1.1984	0.02980	0.02398	0.0286	0.0240	1.0000
13.000	1.2072	0.03098	0.02530	0.0302	0.0235	1.0000
13.250	1.2147	0.03236	0.02681	0.0315	0.0230	1.0000
13.500	1.2208	0.03392	0.02849	0.0326	0.0226	1.0000
13.750	1.2259	0.03568	0.03036	0.0335	0.0222	1.0000

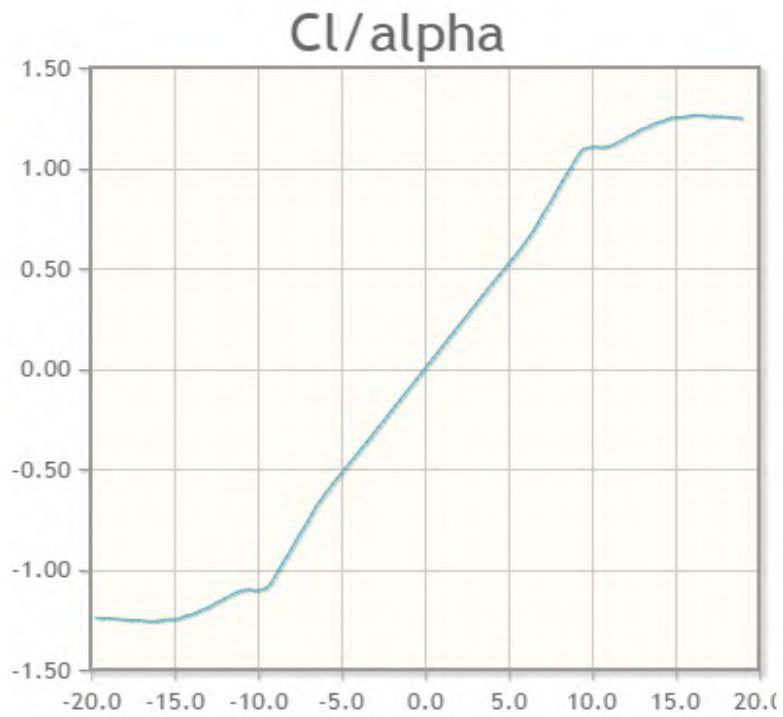
alpha	CL	CD	CD	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
14.000	1.2302	0.03761	0.03239	0.0341	0.0218	1.0000
14.250	1.2337	0.03973	0.03459	0.0343	0.0215	1.0000
14.500	1.2360	0.04209	0.03703	0.0343	0.0212	1.0000
14.750	1.2363	0.04481	0.03983	0.0341	0.0209	1.0000
15.000	1.2327	0.04811	0.04324	0.0336	0.0206	1.0000
15.250	1.2219	0.05247	0.04774	0.0329	0.0203	1.0000
15.500	1.2159	0.05646	0.05191	0.0311	0.0202	1.0000
15.750	1.2073	0.06100	0.05662	0.0289	0.0201	1.0000
16.000	1.1964	0.06607	0.06187	0.0262	0.0200	1.0000
16.250	1.1828	0.07171	0.06768	0.0232	0.0199	1.0000
16.500	1.1669	0.07801	0.07415	0.0196	0.0198	1.0000
16.750	1.1482	0.08501	0.08133	0.0156	0.0198	1.0000
17.000	1.1265	0.09286	0.08936	0.0109	0.0197	1.0000
17.250	1.1011	0.10176	0.09843	0.0056	0.0197	1.0000
17.500	1.0705	0.11207	0.10894	-0.0006	0.0198	1.0000
17.750	1.0302	0.12505	0.12212	-0.0085	0.0199	1.0000
18.000	0.7725	0.21140	0.20887	-0.0516	0.0252	1.0000

2. Profil *airfoil* NACA 0015

Nilai Cl/Cd maksimum berada pada sudut serang $7,5^\circ$ dengan nilai 66,4, sedangkan nilai Cl maksimum berada pada sudut serang $16,75^\circ$ dengan nilai 1,27.



Gambar 3. Geometri *airfoil* NACA 0015



Gambar 4. Grafik C_l terhadap sudut serang

XFOIL

Version 6.96

Calculated polar for: NACA 0015

1 1 Reynolds number fixed

Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)

Mach = 0.000 Re = 0.500 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
-19.000	-1.2266	0.09480	0.09051	-0.0217	1.0000	0.0323
-18.750	-1.2343	0.08997	0.08558	-0.0241	1.0000	0.0326
-18.500	-1.2418	0.08523	0.08072	-0.0264	1.0000	0.0330
-18.250	-1.2490	0.08063	0.07600	-0.0285	1.0000	0.0333
-18.000	-1.2550	0.07631	0.07155	-0.0305	1.0000	0.0337
-17.750	-1.2603	0.07213	0.06724	-0.0324	1.0000	0.0340
-17.500	-1.2647	0.06816	0.06313	-0.0340	1.0000	0.0343
-17.250	-1.2683	0.06439	0.05923	-0.0356	1.0000	0.0345
-17.000	-1.2705	0.06117	0.05592	-0.0362	1.0000	0.0349
-16.750	-1.2707	0.05830	0.05302	-0.0364	1.0000	0.0353
-16.500	-1.2702	0.05544	0.05011	-0.0370	1.0000	0.0357
-16.250	-1.2690	0.05267	0.04728	-0.0376	1.0000	0.0361
-16.000	-1.2671	0.04999	0.04454	-0.0382	1.0000	0.0366
-15.750	-1.2645	0.04742	0.04190	-0.0387	1.0000	0.0371
-15.500	-1.2614	0.04498	0.03937	-0.0390	1.0000	0.0376
-15.250	-1.2575	0.04266	0.03696	-0.0392	1.0000	0.0381
-15.000	-1.2527	0.04049	0.03468	-0.0392	1.0000	0.0386
-14.750	-1.2469	0.03848	0.03257	-0.0391	1.0000	0.0390
-14.500	-1.2398	0.03667	0.03064	-0.0389	1.0000	0.0394

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
-14.250	-1.2369	0.03453	0.02845	-0.0381	1.0000	0.0400
-14.000	-1.2328	0.03260	0.02650	-0.0373	1.0000	0.0407
-13.750	-1.2255	0.03101	0.02487	-0.0366	1.0000	0.0413
-13.500	-1.2167	0.02961	0.02342	-0.0357	1.0000	0.0420
-13.250	-1.2072	0.02832	0.02207	-0.0347	1.0000	0.0427
-13.000	-1.1972	0.02713	0.02081	-0.0336	1.0000	0.0434
-12.750	-1.1862	0.02606	0.01965	-0.0323	1.0000	0.0441
-12.500	-1.1736	0.02514	0.01865	-0.0310	1.0000	0.0448
-12.250	-1.1674	0.02385	0.01732	-0.0289	1.0000	0.0457
-12.000	-1.1587	0.02282	0.01627	-0.0269	1.0000	0.0467
-11.750	-1.1468	0.02203	0.01546	-0.0250	1.0000	0.0478
-11.500	-1.1345	0.02133	0.01472	-0.0230	1.0000	0.0489
-11.250	-1.1220	0.02071	0.01404	-0.0209	1.0000	0.0500
-11.000	-1.1086	0.02019	0.01345	-0.0186	1.0000	0.0510
-10.750	-1.1014	0.01935	0.01261	-0.0155	1.0000	0.0525
-10.500	-1.0881	0.01876	0.01202	-0.0133	1.0000	0.0542
-10.250	-1.0731	0.01830	0.01153	-0.0112	1.0000	0.0561
-10.000	-1.0583	0.01785	0.01103	-0.0089	1.0000	0.0581
-9.750	-1.0471	0.01724	0.01045	-0.0062	1.0000	0.0608
-9.500	-1.0323	0.01682	0.01002	-0.0039	1.0000	0.0637
-9.250	-1.0188	0.01634	0.00954	-0.0013	1.0000	0.0671
-9.000	-1.0047	0.01591	0.00912	0.0011	1.0000	0.0713
-8.750	-0.9903	0.01549	0.00872	0.0035	1.0000	0.0761
-8.500	-0.9750	0.01512	0.00836	0.0057	1.0000	0.0818
-8.250	-0.9602	0.01471	0.00800	0.0080	1.0000	0.0883
-8.000	-0.9438	0.01439	0.00768	0.0100	1.0000	0.0949
-7.750	-0.9276	0.01405	0.00737	0.0121	1.0000	0.1024

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
-7.500	-0.9108	0.01372	0.00709	0.0140	1.0000	0.1102
-7.250	-0.8772	0.01334	0.00675	0.0124	0.9979	0.1213
-7.000	-0.8411	0.01295	0.00644	0.0104	0.9954	0.1343
-6.750	-0.8042	0.01258	0.00615	0.0082	0.9932	0.1493
-6.500	-0.7699	0.01221	0.00585	0.0066	0.9898	0.1651
-6.250	-0.7344	0.01185	0.00558	0.0048	0.9863	0.1823
-6.000	-0.6973	0.01151	0.00532	0.0026	0.9836	0.2014
-5.750	-0.6589	0.01118	0.00507	0.0002	0.9815	0.2217
-5.500	-0.6260	0.01083	0.00483	-0.0010	0.9767	0.2420
-5.250	-0.5899	0.01049	0.00460	-0.0029	0.9730	0.2652
-5.000	-0.5517	0.01015	0.00437	-0.0052	0.9703	0.2910
-4.750	-0.5141	0.00982	0.00415	-0.0073	0.9676	0.3154
-4.500	-0.4856	0.00955	0.00397	-0.0074	0.9595	0.3358
-4.250	-0.4519	0.00929	0.00377	-0.0085	0.9543	0.3572
-4.000	-0.4243	0.00905	0.00360	-0.0083	0.9453	0.3768
-3.750	-0.3947	0.00880	0.00342	-0.0085	0.9377	0.3971
-3.500	-0.3691	0.00859	0.00328	-0.0078	0.9262	0.4164
-3.250	-0.3421	0.00839	0.00313	-0.0074	0.9157	0.4362
-3.000	-0.3158	0.00821	0.00299	-0.0068	0.9038	0.4563
-2.750	-0.2899	0.00805	0.00288	-0.0061	0.8900	0.4766
-2.500	-0.2637	0.00791	0.00277	-0.0055	0.8761	0.4971
-2.250	-0.2373	0.00778	0.00267	-0.0050	0.8616	0.5177
-2.000	-0.2110	0.00767	0.00257	-0.0044	0.8462	0.5379
-1.750	-0.1848	0.00757	0.00249	-0.0038	0.8299	0.5579
-1.500	-0.1584	0.00749	0.00242	-0.0032	0.8127	0.5776
-1.250	-0.1321	0.00742	0.00237	-0.0027	0.7947	0.5975
-1.000	-0.1057	0.00736	0.00232	-0.0021	0.7763	0.6175

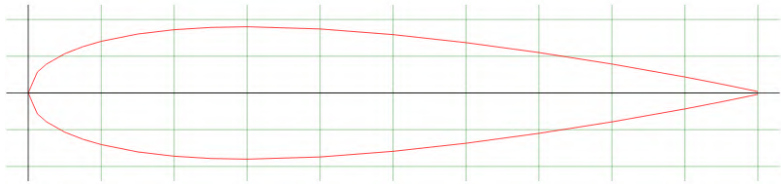
alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
-0.750	-0.0793	0.00732	0.00228	-0.0016	0.7574	0.6376
-0.500	-0.0529	0.00729	0.00225	-0.0010	0.7380	0.6580
-0.250	-0.0265	0.00728	0.00224	-0.0005	0.7183	0.6781
0.000	0.0000	0.00727	0.00223	0.0000	0.6982	0.6982
0.250	0.0265	0.00728	0.00224	0.0005	0.6781	0.7183
0.500	0.0529	0.00729	0.00225	0.0010	0.6580	0.7379
0.750	0.0793	0.00732	0.00228	0.0016	0.6376	0.7574
1.000	0.1057	0.00736	0.00232	0.0021	0.6175	0.7764
1.250	0.1321	0.00742	0.00237	0.0027	0.5975	0.7947
1.500	0.1584	0.00749	0.00242	0.0032	0.5776	0.8126
1.750	0.1848	0.00757	0.00249	0.0038	0.5579	0.8299
2.000	0.2110	0.00767	0.00257	0.0044	0.5380	0.8461
2.250	0.2373	0.00778	0.00267	0.0050	0.5177	0.8616
2.500	0.2637	0.00791	0.00277	0.0055	0.4971	0.8760
2.750	0.2899	0.00805	0.00288	0.0061	0.4765	0.8900
3.000	0.3158	0.00821	0.00299	0.0068	0.4564	0.9038
3.250	0.3421	0.00839	0.00313	0.0074	0.4363	0.9157
3.500	0.3691	0.00859	0.00328	0.0078	0.4164	0.9262
3.750	0.3947	0.00880	0.00342	0.0085	0.3971	0.9376
4.000	0.4243	0.00905	0.00360	0.0083	0.3768	0.9453
4.250	0.4519	0.00929	0.00377	0.0085	0.3572	0.9543
4.500	0.4856	0.00955	0.00397	0.0074	0.3358	0.9595
4.750	0.5141	0.00982	0.00415	0.0073	0.3154	0.9676
5.000	0.5517	0.01015	0.00437	0.0052	0.2910	0.9703
5.250	0.5899	0.01049	0.00460	0.0029	0.2652	0.9730
5.500	0.6260	0.01083	0.00483	0.0010	0.2419	0.9767
5.750	0.6590	0.01118	0.00507	-0.0002	0.2216	0.9816

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
6.000	0.6974	0.01150	0.00532	-0.0026	0.2013	0.9836
6.250	0.7345	0.01185	0.00557	-0.0048	0.1823	0.9864
6.500	0.7700	0.01220	0.00585	-0.0066	0.1652	0.9898
6.750	0.8043	0.01258	0.00614	-0.0082	0.1493	0.9932
7.000	0.8412	0.01295	0.00643	-0.0104	0.1343	0.9954
7.250	0.8773	0.01333	0.00675	-0.0125	0.1213	0.9980
7.500	0.9107	0.01371	0.00708	-0.0139	0.1103	1.0000
7.750	0.9274	0.01404	0.00737	-0.0120	0.1025	1.0000
8.000	0.9437	0.01439	0.00768	-0.0100	0.0950	1.0000
8.250	0.9601	0.01471	0.00799	-0.0080	0.0883	1.0000
8.500	0.9749	0.01512	0.00836	-0.0057	0.0818	1.0000
8.750	0.9902	0.01549	0.00871	-0.0034	0.0761	1.0000
9.000	1.0046	0.01590	0.00912	-0.0011	0.0713	1.0000
9.250	1.0187	0.01634	0.00954	0.0014	0.0671	1.0000
9.500	1.0323	0.01681	0.01001	0.0039	0.0637	1.0000
9.750	1.0471	0.01723	0.01045	0.0062	0.0608	1.0000
10.000	1.0584	0.01785	0.01103	0.0089	0.0581	1.0000
10.250	1.0732	0.01830	0.01153	0.0111	0.0561	1.0000
10.500	1.0883	0.01876	0.01202	0.0132	0.0542	1.0000
10.750	1.1017	0.01935	0.01261	0.0155	0.0525	1.0000
11.000	1.1090	0.02019	0.01345	0.0186	0.0510	1.0000
11.250	1.1225	0.02071	0.01404	0.0208	0.0500	1.0000
11.500	1.1351	0.02133	0.01471	0.0229	0.0488	1.0000
11.750	1.1475	0.02203	0.01546	0.0249	0.0477	1.0000
12.000	1.1594	0.02282	0.01627	0.0268	0.0467	1.0000
12.250	1.1681	0.02385	0.01732	0.0288	0.0457	1.0000
12.500	1.1745	0.02513	0.01864	0.0308	0.0448	1.0000

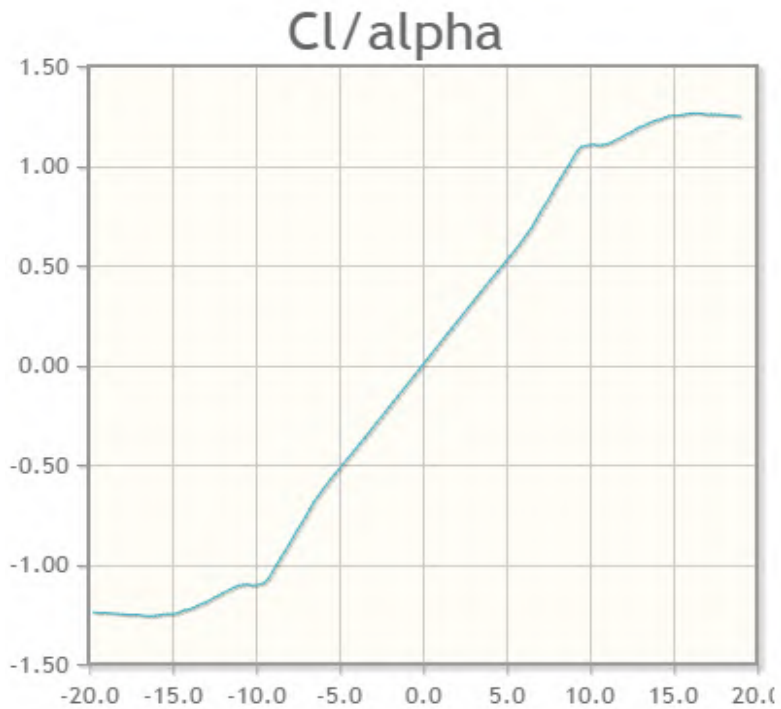
alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
12.750	1.1871	0.02605	0.01965	0.0321	0.0441	1.0000
13.000	1.1982	0.02712	0.02079	0.0334	0.0434	1.0000
13.250	1.2083	0.02831	0.02205	0.0346	0.0427	1.0000
13.500	1.2179	0.02959	0.02340	0.0356	0.0420	1.0000
13.750	1.2267	0.03099	0.02485	0.0364	0.0413	1.0000
14.000	1.2340	0.03259	0.02649	0.0372	0.0406	1.0000
14.250	1.2382	0.03452	0.02844	0.0379	0.0400	1.0000
14.500	1.2414	0.03663	0.03060	0.0387	0.0394	1.0000
14.750	1.2486	0.03845	0.03253	0.0389	0.0390	1.0000
15.000	1.2545	0.04045	0.03464	0.0390	0.0386	1.0000
15.250	1.2593	0.04262	0.03691	0.0390	0.0381	1.0000
15.500	1.2634	0.04493	0.03932	0.0388	0.0376	1.0000
15.750	1.2666	0.04737	0.04184	0.0384	0.0370	1.0000
16.000	1.2692	0.04992	0.04447	0.0379	0.0366	1.0000
16.250	1.2712	0.05260	0.04721	0.0374	0.0361	1.0000
16.500	1.2725	0.05536	0.05003	0.0367	0.0357	1.0000
16.750	1.2731	0.05822	0.05292	0.0362	0.0353	1.0000
17.000	1.2729	0.06107	0.05582	0.0359	0.0348	1.0000
17.250	1.2706	0.06434	0.05918	0.0353	0.0345	1.0000
17.500	1.2671	0.06811	0.06309	0.0337	0.0342	1.0000
17.750	1.2628	0.07208	0.06719	0.0320	0.0339	1.0000
18.000	1.2575	0.07625	0.07150	0.0301	0.0336	1.0000
18.250	1.2516	0.08057	0.07593	0.0282	0.0333	1.0000
18.500	1.2444	0.08518	0.08066	0.0260	0.0329	1.0000
18.750	1.2370	0.08991	0.08551	0.0237	0.0326	1.0000
19.000	1.2295	0.09472	0.09044	0.0213	0.0323	1.0000

3. Profil *airfoil* NACA 0018

Nilai Cl/Cd maksimum berada pada sudut serang $9,25^\circ$ dengan nilai 65,8, sedangkan nilai Cl maksimum berada pada sudut serang $16,5^\circ$ dengan nilai 1,26.



Gambar 5. Geometri *airfoil* NACA 0018



Gambar 6. Grafik Cl terhadap sudut serang

XFOIL

Version 6.96

Calculated polar for: NACA 0018

1 1 Reynolds number fixed

Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)

Mach = 0.000 Re = 0.500 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
-19.750	-1.2394	0.09610	0.09115	-0.0275	1.0000	0.0461
-19.500	-1.2433	0.09208	0.08702	-0.0293	1.0000	0.0465
-19.250	-1.2442	0.08875	0.08362	-0.0304	1.0000	0.0470
-19.000	-1.2435	0.08589	0.08076	-0.0311	1.0000	0.0476
-18.750	-1.2449	0.08254	0.07738	-0.0322	1.0000	0.0481
-18.500	-1.2470	0.07904	0.07383	-0.0334	1.0000	0.0486
-18.250	-1.2485	0.07562	0.07035	-0.0345	1.0000	0.0491
-18.000	-1.2502	0.07219	0.06686	-0.0356	1.0000	0.0497
-17.750	-1.2519	0.06881	0.06340	-0.0366	1.0000	0.0503
-17.500	-1.2528	0.06556	0.06006	-0.0376	1.0000	0.0510
-17.250	-1.2529	0.06242	0.05682	-0.0385	1.0000	0.0516
-17.000	-1.2525	0.05937	0.05367	-0.0393	1.0000	0.0522
-16.750	-1.2574	0.05597	0.05025	-0.0398	1.0000	0.0530
-16.500	-1.2597	0.05278	0.04702	-0.0405	1.0000	0.0538
-16.250	-1.2595	0.04988	0.04407	-0.0410	1.0000	0.0546
-16.000	-1.2580	0.04721	0.04133	-0.0414	1.0000	0.0555
-15.750	-1.2553	0.04471	0.03876	-0.0417	1.0000	0.0565
-15.500	-1.2509	0.04243	0.03639	-0.0418	1.0000	0.0575
-15.250	-1.2495	0.03996	0.03385	-0.0418	1.0000	0.0585

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
-15.000	-1.2499	0.03740	0.03126	-0.0416	1.0000	0.0596
-14.750	-1.2458	0.03530	0.02912	-0.0413	1.0000	0.0609
-14.500	-1.2390	0.03352	0.02728	-0.0410	1.0000	0.0624
-14.250	-1.2300	0.03199	0.02566	-0.0405	1.0000	0.0639
-14.000	-1.2261	0.03010	0.02374	-0.0397	1.0000	0.0656
-13.750	-1.2196	0.02850	0.02213	-0.0388	1.0000	0.0675
-13.500	-1.2092	0.02727	0.02085	-0.0380	1.0000	0.0696
-13.250	-1.1984	0.02612	0.01963	-0.0370	1.0000	0.0718
-13.000	-1.1918	0.02475	0.01827	-0.0355	1.0000	0.0742
-12.750	-1.1804	0.02376	0.01726	-0.0343	1.0000	0.0768
-12.500	-1.1678	0.02291	0.01635	-0.0330	1.0000	0.0795
-12.250	-1.1593	0.02187	0.01533	-0.0311	1.0000	0.0824
-12.000	-1.1466	0.02114	0.01458	-0.0295	1.0000	0.0855
-11.750	-1.1350	0.02042	0.01383	-0.0276	1.0000	0.0886
-11.500	-1.1253	0.01970	0.01313	-0.0253	1.0000	0.0920
-11.250	-1.1131	0.01921	0.01260	-0.0231	1.0000	0.0955
-11.000	-1.1071	0.01863	0.01203	-0.0198	1.0000	0.0990
-10.750	-1.1030	0.01820	0.01161	-0.0159	1.0000	0.1024
-10.500	-1.1003	0.01792	0.01130	-0.0114	1.0000	0.1056
-10.250	-1.1064	0.01762	0.01100	-0.0053	1.0000	0.1085
-10.000	-1.1050	0.01729	0.01068	-0.0006	1.0000	0.1121
-9.750	-1.0990	0.01703	0.01041	0.0033	1.0000	0.1160
-9.500	-1.0937	0.01670	0.01009	0.0072	1.0000	0.1201
-9.250	-1.0734	0.01632	0.00974	0.0082	0.9989	0.1261
-9.000	-1.0392	0.01585	0.00930	0.0064	0.9962	0.1338
-8.750	-1.0033	0.01546	0.00893	0.0043	0.9938	0.1422
-8.500	-0.9683	0.01500	0.00853	0.0024	0.9914	0.1519

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
-8.250	-0.9359	0.01456	0.00814	0.0011	0.9874	0.1615
-8.000	-0.9007	0.01418	0.00780	-0.0007	0.9842	0.1718
-7.750	-0.8638	0.01381	0.00748	-0.0029	0.9818	0.1833
-7.500	-0.8262	0.01339	0.00713	-0.0052	0.9799	0.1967
-7.250	-0.7954	0.01300	0.00682	-0.0061	0.9747	0.2094
-7.000	-0.7599	0.01262	0.00650	-0.0079	0.9712	0.2227
-6.750	-0.7225	0.01225	0.00620	-0.0100	0.9684	0.2364
-6.500	-0.6854	0.01191	0.00590	-0.0121	0.9658	0.2503
-6.250	-0.6586	0.01160	0.00565	-0.0118	0.9579	0.2634
-6.000	-0.6270	0.01126	0.00537	-0.0126	0.9524	0.2773
-5.750	-0.6001	0.01099	0.00515	-0.0124	0.9445	0.2904
-5.500	-0.5725	0.01074	0.00492	-0.0122	0.9364	0.3036
-5.250	-0.5471	0.01048	0.00471	-0.0115	0.9270	0.3173
-5.000	-0.5214	0.01023	0.00450	-0.0109	0.9175	0.3307
-4.750	-0.4965	0.01003	0.00433	-0.0102	0.9064	0.3439
-4.500	-0.4699	0.00985	0.00414	-0.0097	0.8963	0.3577
-4.250	-0.4455	0.00964	0.00399	-0.0088	0.8833	0.3718
-4.000	-0.4198	0.00947	0.00384	-0.0082	0.8710	0.3857
-3.750	-0.3937	0.00933	0.00368	-0.0076	0.8584	0.3999
-3.500	-0.3678	0.00920	0.00356	-0.0070	0.8441	0.4145
-3.250	-0.3421	0.00906	0.00344	-0.0064	0.8302	0.4291
-3.000	-0.3160	0.00895	0.00332	-0.0059	0.8160	0.4436
-2.750	-0.2897	0.00886	0.00322	-0.0054	0.8007	0.4583
-2.500	-0.2634	0.00877	0.00314	-0.0049	0.7852	0.4732
-2.250	-0.2373	0.00868	0.00306	-0.0043	0.7700	0.4879
-2.000	-0.2110	0.00862	0.00298	-0.0038	0.7544	0.5022
-1.750	-0.1846	0.00858	0.00291	-0.0033	0.7382	0.5170

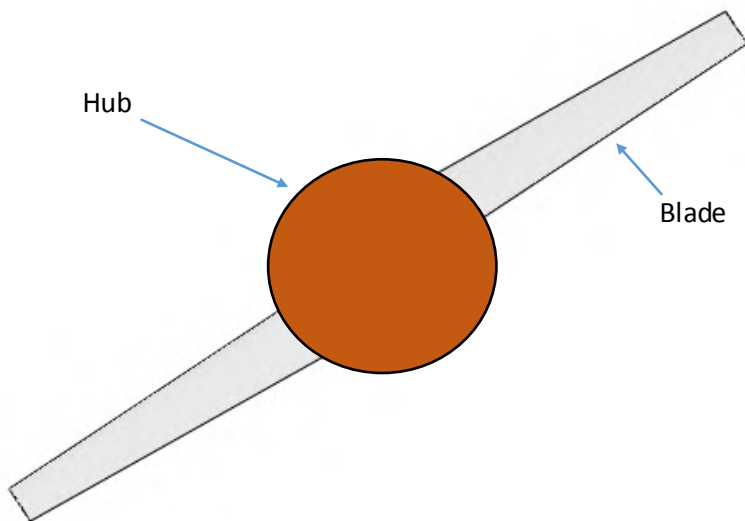
alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
-1.500	-0.1582	0.00852	0.00286	-0.0029	0.7219	0.5322
-1.250	-0.1319	0.00847	0.00282	-0.0024	0.7058	0.5473
-1.000	-0.1056	0.00844	0.00278	-0.0019	0.6898	0.5624
-0.750	-0.0791	0.00843	0.00275	-0.0014	0.6737	0.5779
-0.500	-0.0527	0.00842	0.00273	-0.0010	0.6572	0.5938
-0.250	-0.0264	0.00839	0.00272	-0.0005	0.6410	0.6096
0.000	0.0000	0.00838	0.00272	0.0000	0.6252	0.6252
0.250	0.0264	0.00839	0.00272	0.0005	0.6096	0.6410
0.500	0.0527	0.00842	0.00273	0.0009	0.5938	0.6573
0.750	0.0792	0.00843	0.00275	0.0014	0.5780	0.6737
1.000	0.1056	0.00844	0.00278	0.0019	0.5624	0.6899
1.250	0.1319	0.00847	0.00282	0.0024	0.5473	0.7059
1.500	0.1582	0.00852	0.00286	0.0029	0.5322	0.7219
1.750	0.1846	0.00858	0.00291	0.0033	0.5170	0.7382
2.000	0.2111	0.00862	0.00298	0.0038	0.5022	0.7544
2.250	0.2374	0.00868	0.00306	0.0043	0.4879	0.7699
2.500	0.2634	0.00877	0.00314	0.0049	0.4732	0.7853
2.750	0.2898	0.00886	0.00322	0.0053	0.4583	0.8007
3.000	0.3160	0.00895	0.00332	0.0059	0.4436	0.8159
3.250	0.3421	0.00906	0.00344	0.0064	0.4291	0.8301
3.500	0.3679	0.00920	0.00356	0.0070	0.4145	0.8441
3.750	0.3937	0.00933	0.00368	0.0076	0.3999	0.8584
4.000	0.4199	0.00947	0.00384	0.0082	0.3857	0.8710
4.250	0.4455	0.00964	0.00399	0.0088	0.3718	0.8832
4.500	0.4700	0.00985	0.00414	0.0097	0.3577	0.8963
4.750	0.4965	0.01003	0.00433	0.0102	0.3438	0.9064
5.000	0.5215	0.01023	0.00450	0.0109	0.3307	0.9175

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
5.250	0.5472	0.01048	0.00471	0.0115	0.3173	0.9270
5.500	0.5725	0.01074	0.00492	0.0122	0.3036	0.9364
5.750	0.6001	0.01099	0.00515	0.0124	0.2904	0.9445
6.000	0.6271	0.01126	0.00537	0.0126	0.2773	0.9524
6.250	0.6587	0.01160	0.00565	0.0118	0.2634	0.9579
6.500	0.6855	0.01191	0.00590	0.0120	0.2503	0.9658
6.750	0.7226	0.01225	0.00620	0.0100	0.2364	0.9685
7.000	0.7600	0.01262	0.00650	0.0079	0.2227	0.9712
7.250	0.7956	0.01300	0.00682	0.0060	0.2094	0.9748
7.500	0.8265	0.01339	0.00713	0.0052	0.1966	0.9799
7.750	0.8640	0.01381	0.00747	0.0028	0.1832	0.9818
8.000	0.9009	0.01417	0.00780	0.0007	0.1717	0.9842
8.250	0.9361	0.01456	0.00814	-0.0011	0.1614	0.9875
8.500	0.9685	0.01500	0.00853	-0.0024	0.1519	0.9914
8.750	1.0035	0.01546	0.00892	-0.0044	0.1422	0.9938
9.000	1.0395	0.01584	0.00929	-0.0064	0.1337	0.9963
9.250	1.0737	0.01632	0.00973	-0.0082	0.1261	0.9989
9.500	1.0936	0.01669	0.01008	-0.0072	0.1202	1.0000
9.750	1.0988	0.01702	0.01040	-0.0032	0.1160	1.0000
10.000	1.1049	0.01728	0.01068	0.0006	0.1121	1.0000
10.250	1.1065	0.01761	0.01099	0.0053	0.1085	1.0000
10.500	1.1005	0.01791	0.01129	0.0114	0.1056	1.0000
10.750	1.1033	0.01819	0.01160	0.0158	0.1024	1.0000
11.000	1.1074	0.01863	0.01202	0.0197	0.0989	1.0000
11.250	1.1136	0.01920	0.01259	0.0230	0.0955	1.0000
11.500	1.1259	0.01970	0.01312	0.0252	0.0920	1.0000
11.750	1.1357	0.02041	0.01382	0.0275	0.0886	1.0000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
12.000	1.1474	0.02113	0.01456	0.0294	0.0855	1.0000
12.250	1.1603	0.02186	0.01532	0.0310	0.0823	1.0000
12.500	1.1687	0.02290	0.01634	0.0328	0.0794	1.0000
12.750	1.1816	0.02375	0.01724	0.0341	0.0768	1.0000
13.000	1.1930	0.02473	0.01826	0.0354	0.0741	1.0000
13.250	1.1996	0.02611	0.01962	0.0368	0.0718	1.0000
13.500	1.2107	0.02724	0.02082	0.0377	0.0696	1.0000
13.750	1.2211	0.02848	0.02211	0.0386	0.0674	1.0000
14.000	1.2276	0.03008	0.02371	0.0394	0.0655	1.0000
14.250	1.2319	0.03194	0.02561	0.0402	0.0639	1.0000
14.500	1.2409	0.03348	0.02723	0.0407	0.0623	1.0000
14.750	1.2479	0.03526	0.02907	0.0411	0.0609	1.0000
15.000	1.2520	0.03736	0.03121	0.0413	0.0596	1.0000
15.250	1.2513	0.03995	0.03382	0.0415	0.0584	1.0000
15.500	1.2535	0.04236	0.03631	0.0415	0.0574	1.0000
15.750	1.2579	0.04464	0.03868	0.0413	0.0564	1.0000
16.000	1.2606	0.04714	0.04125	0.0411	0.0555	1.0000
16.250	1.2623	0.04980	0.04399	0.0407	0.0546	1.0000
16.500	1.2624	0.05270	0.04694	0.0401	0.0538	1.0000
16.750	1.2601	0.05590	0.05017	0.0395	0.0530	1.0000
17.000	1.2550	0.05931	0.05360	0.0389	0.0521	1.0000
17.250	1.2560	0.06232	0.05672	0.0381	0.0515	1.0000
17.500	1.2560	0.06546	0.05995	0.0372	0.0509	1.0000
17.750	1.2551	0.06871	0.06330	0.0362	0.0503	1.0000
18.000	1.2535	0.07209	0.06675	0.0352	0.0497	1.0000
18.250	1.2518	0.07551	0.07024	0.0341	0.0491	1.0000
18.500	1.2504	0.07893	0.07372	0.0330	0.0486	1.0000

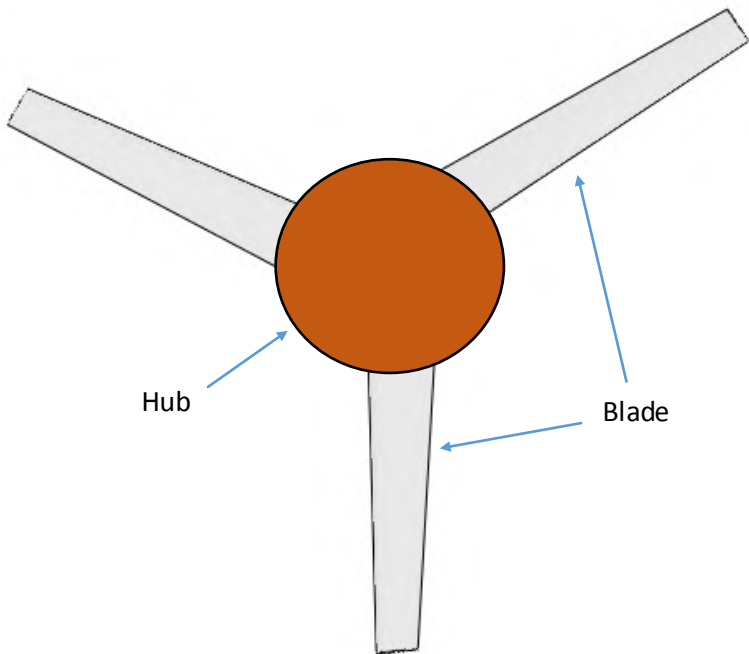
alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
18.750	1.2483	0.08244	0.07728	0.0318	0.0480	1.0000
19.0	1.2470	0.08575	0.08062	0.0307	0.0475	1.0000

4. Turbin angin dengan jumlah bilah 2



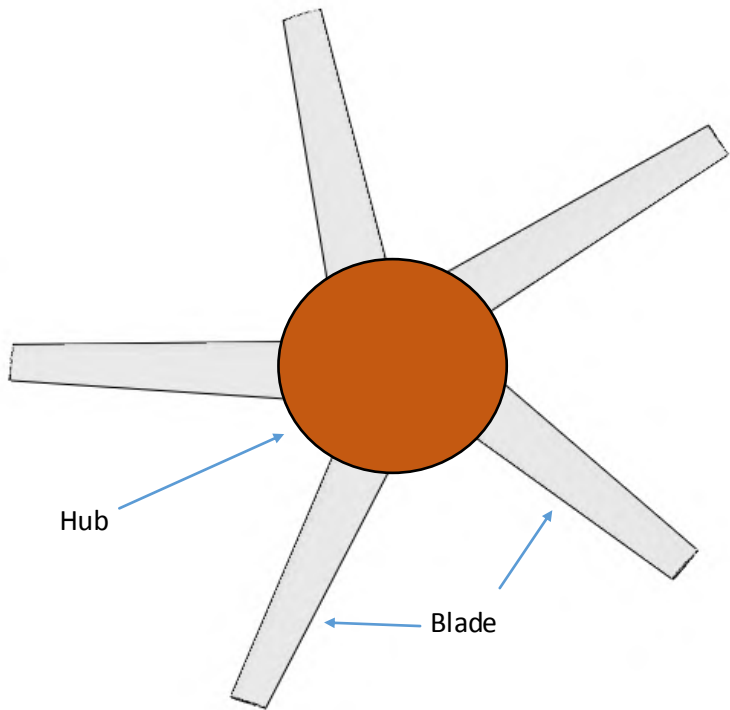
Gambar 7. Turbin angin dengan 2 bilah

5. Turbin angin dengan jumlah bilah 3



Gambar 8. Turbin angin dengan 3 bilah

6. Turbin angin dengan jumlah bilah 5



Gambar 9. Turbin angin dengan 5 bilah

7.

LAMPIRAN B

1. Hasil simulasi variasi jumlah bilah 2, 3 dan 5 dengan *airfoil* NACA 0012

Tabel 1. Data numerik hasil simulasi C_p terhadap *tip speed ratio* dengan variasi jumlah bilah pada *airfoil* NACA 0012

Jumlah 2 bilah		Jumlah 3 bilah		Jumlah 5 bilah	
TSR	C_p	TSR	C_p	TSR	C_p
1,00E+00	1,43E-03	1,00E+00	1,75E-03	1,00E+00	1,90E-03
1,50E+00	8,98E-04	1,50E+00	1,09E-03	1,50E+00	1,35E-03
2,00E+00	3,85E-03	2,00E+00	6,34E-03	2,00E+00	1,31E-02
2,50E+00	1,88E-02	2,50E+00	2,93E-02	2,50E+00	4,71E-02
3,00E+00	2,82E-02	3,00E+00	6,01E-02	3,00E+00	1,83E-01
3,50E+00	1,17E-01	3,50E+00	2,12E-01	3,50E+00	2,82E-01
4,00E+00	2,24E-01	4,00E+00	3,21E-01	4,00E+00	3,33E-01
4,50E+00	3,11E-01	4,50E+00	3,78E-01	4,50E+00	3,37E-01
5,00E+00	3,80E-01	5,00E+00	3,89E-01	5,00E+00	3,35E-01
5,50E+00	4,20E-01	5,50E+00	3,86E-01	5,50E+00	3,17E-01
6,00E+00	4,38E-01	6,00E+00	3,77E-01	6,00E+00	2,98E-01
6,50E+00	4,29E-01	6,50E+00	3,61E-01	6,50E+00	2,76E-01
7,00E+00	4,11E-01	7,00E+00	3,48E-01	7,00E+00	2,47E-01
7,50E+00	4,03E-01	7,50E+00	3,31E-01	7,50E+00	2,16E-01
8,00E+00	3,88E-01	8,00E+00	3,12E-01	8,00E+00	1,86E-01
8,50E+00	3,72E-01	8,50E+00	2,91E-01	8,50E+00	1,49E-01
9,00E+00	3,54E-01	9,00E+00	2,65E-01	9,00E+00	1,19E-01
9,50E+00	3,36E-01	9,50E+00	2,37E-01	9,50E+00	6,48E-02
1,00E+01	3,15E-01	1,00E+01	2,05E-01	1,00E+01	-7,80E-03

Tabel 2. Data numerik hasil simulasi torsi terhadap rpm dengan variasi jumlah bilah pada *airfoil* NACA 0012

Jumlah 2 bilah		Jumlah 3 bilah		Jumlah 5 bilah	
Rot [rpm]	Torque [Nm]	Rot [rpm]	Torque [Nm]	Rot [rpm]	Torque [Nm]
6,37E+01	3,03E-01	6,37E+01	3,71E-01	6,37E+01	4,04E-01
9,55E+01	1,27E-01	9,55E+01	1,54E-01	9,55E+01	1,92E-01
1,27E+02	4,10E-01	1,27E+02	6,74E-01	1,27E+02	1,40E+00
1,59E+02	1,60E+00	1,59E+02	2,49E+00	1,59E+02	4,01E+00
1,91E+02	2,00E+00	1,91E+02	4,27E+00	1,91E+02	1,30E+01
2,23E+02	7,10E+00	2,23E+02	1,29E+01	2,23E+02	1,72E+01
2,55E+02	1,19E+01	2,55E+02	1,71E+01	2,55E+02	1,77E+01
2,86E+02	1,47E+01	2,86E+02	1,79E+01	2,86E+02	1,59E+01
3,18E+02	1,62E+01	3,18E+02	1,66E+01	3,18E+02	1,43E+01
3,50E+02	1,63E+01	3,50E+02	1,49E+01	3,50E+02	1,23E+01
3,82E+02	1,55E+01	3,82E+02	1,34E+01	3,82E+02	1,06E+01
4,14E+02	1,41E+01	4,14E+02	1,18E+01	4,14E+02	9,04E+00
4,46E+02	1,25E+01	4,46E+02	1,06E+01	4,46E+02	7,52E+00
4,77E+02	1,14E+01	4,77E+02	9,39E+00	4,77E+02	6,14E+00
5,09E+02	1,03E+01	5,09E+02	8,29E+00	5,09E+02	4,94E+00
5,41E+02	9,31E+00	5,41E+02	7,28E+00	5,41E+02	3,72E+00
5,73E+02	8,37E+00	5,73E+02	6,26E+00	5,73E+02	2,82E+00
6,05E+02	7,54E+00	6,05E+02	5,31E+00	6,05E+02	1,45E+00
6,37E+02	6,71E+00	6,37E+02	4,36E+00	6,37E+02	-1,66E-01

2. Hasil simulasi variasi jumlah bilah 2, 3 dan 5 dengan *airfoil* NACA 0015

Tabel 3. Data numerik hasil simulasi C_p terhadap *tip speed ratio* dengan variasi jumlah bilah pada *airfoil* NACA 0015

Jumlah 2 bilah		Jumlah 3 bilah		Jumlah 5 bilah	
TSR	C_p	TSR	C_p	TSR	C_p
1,00E+00	2,85E-03	1,00E+00	3,99E-03	1,00E+00	6,02E-03
1,50E+00	6,58E-03	1,50E+00	1,01E-02	1,50E+00	1,78E-02
2,00E+00	2,17E-02	2,00E+00	3,46E-02	2,00E+00	6,62E-02
2,50E+00	6,12E-02	2,50E+00	9,59E-02	2,50E+00	1,93E-01
3,00E+00	1,35E-01	3,00E+00	2,15E-01	3,00E+00	3,51E-01
3,50E+00	2,29E-01	3,50E+00	3,34E-01	3,50E+00	3,90E-01
4,00E+00	3,19E-01	4,00E+00	4,17E-01	4,00E+00	3,87E-01
4,50E+00	3,90E-01	4,50E+00	4,42E-01	4,50E+00	3,78E-01
5,00E+00	4,41E-01	5,00E+00	4,28E-01	5,00E+00	3,59E-01
5,50E+00	4,68E-01	5,50E+00	4,18E-01	5,50E+00	3,39E-01
6,00E+00	4,73E-01	6,00E+00	4,06E-01	6,00E+00	3,15E-01
6,50E+00	4,59E-01	6,50E+00	3,90E-01	6,50E+00	2,85E-01
7,00E+00	4,43E-01	7,00E+00	3,70E-01	7,00E+00	2,53E-01
7,50E+00	4,29E-01	7,50E+00	3,48E-01	7,50E+00	2,18E-01
8,00E+00	4,12E-01	8,00E+00	3,24E-01	8,00E+00	1,81E-01
8,50E+00	3,92E-01	8,50E+00	2,96E-01	8,50E+00	1,37E-01
9,00E+00	3,71E-01	9,00E+00	2,66E-01	9,00E+00	8,65E-02
9,50E+00	3,48E-01	9,50E+00	2,32E-01	9,50E+00	2,94E-02
1,00E+01	3,23E-01	1,00E+01	1,97E-01	1,00E+01	-2,57E-02

Tabel 4. Data numerik hasil simulasi torsi terhadap rpm dengan variasi jumlah bilah pada *airfoil* NACA 0015

Jumlah 2 bilah		Jumlah 3 bilah		Jumlah 5 bilah	
Rot [rpm]	Torque [Nm]	Rot [rpm]	Torque [Nm]	Rot [rpm]	Torque [Nm]
6,37E+01	6,06E-01	6,37E+01	8,50E-01	6,37E+01	1,28E+00
9,55E+01	9,34E-01	9,55E+01	1,43E+00	9,55E+01	2,53E+00
1,27E+02	2,31E+00	1,27E+02	3,68E+00	1,27E+02	7,05E+00
1,59E+02	5,21E+00	1,59E+02	8,16E+00	1,59E+02	1,64E+01
1,91E+02	9,54E+00	1,91E+02	1,52E+01	1,91E+02	2,49E+01
2,23E+02	1,39E+01	2,23E+02	2,03E+01	2,23E+02	2,37E+01
2,55E+02	1,70E+01	2,55E+02	2,22E+01	2,55E+02	2,06E+01
2,86E+02	1,84E+01	2,86E+02	2,09E+01	2,86E+02	1,79E+01
3,18E+02	1,88E+01	3,18E+02	1,82E+01	3,18E+02	1,53E+01
3,50E+02	1,81E+01	3,50E+02	1,62E+01	3,50E+02	1,31E+01
3,82E+02	1,68E+01	3,82E+02	1,44E+01	3,82E+02	1,12E+01
4,14E+02	1,50E+01	4,14E+02	1,28E+01	4,14E+02	9,34E+00
4,46E+02	1,35E+01	4,46E+02	1,13E+01	4,46E+02	7,70E+00
4,77E+02	1,22E+01	4,77E+02	9,88E+00	4,77E+02	6,19E+00
5,09E+02	1,10E+01	5,09E+02	8,61E+00	5,09E+02	4,81E+00
5,41E+02	9,81E+00	5,41E+02	7,41E+00	5,41E+02	3,44E+00
5,73E+02	8,78E+00	5,73E+02	6,28E+00	5,73E+02	2,04E+00
6,05E+02	7,79E+00	6,05E+02	5,20E+00	6,05E+02	6,59E-01
6,37E+02	6,87E+00	6,37E+02	4,19E+00	6,37E+02	-5,46E-01

3. Hasil simulasi variasi jumlah bilah 2, 3 dan 5 dengan *airfoil* NACA 0018

Tabel 5. Data numerik hasil simulasi C_p terhadap *tip speed ratio* dengan variasi jumlah bilah pada *airfoil* NACA 0018

Jumlah 2 bilah		Jumlah 3 bilah		Jumlah 5 bilah	
TSR	C_p	TSR	C_p	TSR	C_p
1,00E+00	4,30E-03	1,00E+00	6,28E-03	1,00E+00	1,01E-02
1,50E+00	1,15E-02	1,50E+00	1,78E-02	1,50E+00	3,17E-02
2,00E+00	3,40E-02	2,00E+00	5,37E-02	2,00E+00	9,99E-02
2,50E+00	8,35E-02	2,50E+00	1,33E-01	2,50E+00	2,47E-01
3,00E+00	1,64E-01	3,00E+00	2,51E-01	3,00E+00	3,88E-01
3,50E+00	2,55E-01	3,50E+00	3,62E-01	3,50E+00	4,06E-01
4,00E+00	3,38E-01	4,00E+00	4,36E-01	4,00E+00	4,03E-01
4,50E+00	4,07E-01	4,50E+00	4,53E-01	4,50E+00	3,90E-01
5,00E+00	4,55E-01	5,00E+00	4,45E-01	5,00E+00	3,71E-01
5,50E+00	4,79E-01	5,50E+00	4,35E-01	5,50E+00	3,45E-01
6,00E+00	4,82E-01	6,00E+00	4,19E-01	6,00E+00	3,15E-01
6,50E+00	4,69E-01	6,50E+00	4,00E-01	6,50E+00	2,83E-01
7,00E+00	4,59E-01	7,00E+00	3,76E-01	7,00E+00	2,46E-01
7,50E+00	4,40E-01	7,50E+00	3,50E-01	7,50E+00	2,09E-01
8,00E+00	4,19E-01	8,00E+00	3,21E-01	8,00E+00	1,65E-01
8,50E+00	3,96E-01	8,50E+00	2,89E-01	8,50E+00	1,11E-01
9,00E+00	3,71E-01	9,00E+00	2,54E-01	9,00E+00	5,77E-02
9,50E+00	3,45E-01	9,50E+00	2,18E-01	9,50E+00	2,12E-03
1,00E+01	3,16E-01	1,00E+01	1,77E-01	1,00E+01	-6,23E-02

Tabel 6. Data numerik hasil simulasi torsi terhadap rpm dengan variasi jumlah bilah pada *airfoil* NACA 0018

Jumlah 2 bilah		Jumlah 3 bilah		Jumlah 5 bilah	
Rot [rpm]	Torque [Nm]	Rot [rpm]	Torque [Nm]	Rot [rpm]	Torque [Nm]
6,37E+01	9,16E-01	6,37E+01	1,34E+00	6,37E+01	2,16E+00
9,55E+01	1,64E+00	9,55E+01	2,53E+00	9,55E+01	4,50E+00
1,27E+02	3,62E+00	1,27E+02	5,71E+00	1,27E+02	1,06E+01
1,59E+02	7,10E+00	1,59E+02	1,13E+01	1,59E+02	2,11E+01
1,91E+02	1,16E+01	1,91E+02	1,78E+01	1,91E+02	2,75E+01
2,23E+02	1,55E+01	2,23E+02	2,20E+01	2,23E+02	2,47E+01
2,55E+02	1,80E+01	2,55E+02	2,32E+01	2,55E+02	2,15E+01
2,86E+02	1,93E+01	2,86E+02	2,14E+01	2,86E+02	1,85E+01
3,18E+02	1,94E+01	3,18E+02	1,89E+01	3,18E+02	1,58E+01
3,50E+02	1,85E+01	3,50E+02	1,68E+01	3,50E+02	1,33E+01
3,82E+02	1,71E+01	3,82E+02	1,48E+01	3,82E+02	1,12E+01
4,14E+02	1,54E+01	4,14E+02	1,31E+01	4,14E+02	9,27E+00
4,46E+02	1,40E+01	4,46E+02	1,14E+01	4,46E+02	7,47E+00
4,77E+02	1,25E+01	4,77E+02	9,92E+00	4,77E+02	5,92E+00
5,09E+02	1,11E+01	5,09E+02	8,53E+00	5,09E+02	4,38E+00
5,41E+02	9,91E+00	5,41E+02	7,24E+00	5,41E+02	2,77E+00
5,73E+02	8,78E+00	5,73E+02	6,02E+00	5,73E+02	1,36E+00
6,05E+02	7,72E+00	6,05E+02	4,87E+00	6,05E+02	4,75E-02
6,37E+02	6,72E+00	6,37E+02	3,77E+00	6,37E+02	- 1,33E+00

BAB V

PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Penelitian dan analisa yang telah dilakukan menghasilkan beberapa kesimpulan sebagai berikut :

- a. Hasil analisa pada variasi geometri NACA 0012, NACA 0015 dan NACA 0018 menunjukkan bahwa NACA 0012 adalah geometri yang terbaik karena menghasilkan nilai C_p tertinggi 0,26 daripada variasi geometri yang lain karena memiliki geometri dengan tebal maksimum yang lebih tipis.
- b. Hasil analisa pada variasi jumlah bilah menunjukkan bahwa semakin banyak jumlah bilah akan menurunkan C_p yang dihasilkan, karena gaya dorong yang dihasilkan semakin bertambah seiring bertambahnya *solidity* yang dihasilkan, yaitu *solidity* maksimum berada pada nilai 0,077.
- c. Jumlah bilah 5 memiliki keuntungan daripada variasi jumlah bilah yang lain karena dapat memutar rotor pada kecepatan angin rendah. Hal ini disebabkan oleh turbin angin dengan jumlah bilah 5 pada *airfoil* NACA 0018 menghasilkan torsi tertinggi 27,5 pada rpm 190.

5.2 Saran

Saran yang dapat diberikan pada penelitian ini adalah dengan menambahkan analisa pemodelan turbin angin menggunakan *software* CFD (*Computational Fluid Dynamics*) untuk mengetahui unjuk-kerja turbin dan profil aliran disekitar turbin.

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

Daftar Pustaka

- [1] K. W. John Ziagos, "Energy Crisis : Will Technology Save Us," 2007.
- [2] P. A. Aziz, A. R. Mohamad, F. Z. Hamidon, N. Mohamad, N. Salleh dan N. M. Yunus, "A Simulation Study on Airfoils Using VAWT Design for Low Wind Speed Application," *International Conference on Engineering Technology and Technopreneuship (ICE2T)*, pp. 105 - 109, 2014.
- [3] A. L. Rouge, "Polluting Non-Renewable Resources, Innovation and Growth: Welfare and Environmental Policy," 2003.
- [4] A. Sugiyono, A. D. Permana, M. S. Boedoyo dan Adiarso, "Pengembangan Energi dalam Mendukung Sektor Transportasi dan Industri Pengolahan Mineral," *BPPT*, 2013.
- [5] Subrata, "PEMODELAN PEMBANGKIT LISTRIK TENAGA ANGIN 1kW," 2014.
- [6] R. Elson, "Pengenalan Teknologi Pemanfaatan Energi Angin," 2014.
- [7] T. Ackermann, *Wind Power in Power Systems*, Wiley, 2005.
- [8] [Online]. Available: <http://www.esdm.go.id/berita/39-listrik/125-puncak-mundi-desa-wisata-energi-di-puncak-nusa-penida.pdf>.
- [9] H. Wibhisana, E. Sutikno dan K. Anam, "PENGARUH VARIASI BILANGAN REYNOLD TERHADAP DISTRIBUSI TEGANGAN PADA RISER AKIBAT ARUS LAUT".
- [10] T. B. patel, S. T. Patel dan M. Bhensdadiya, "An Analysis of Lift and Drag Forces of NACA Airfoils Using Python," *International Journal of Application or Innovation in Engineering & Management (IJAIEEM)*, vol. 4, no. 4, pp. 198-206, 2015.

- [11] M. M. Lubis, "ANALISIS AERODINAMIKA AIRFOIL NACA 2412 PADA SAYAP PESAWAT MODEL TIPE GLIDER DENGAN MENGGUNAKAN SOFTWARE BERBASIS COMPUTATIONAL FLUID DINAMIC UNTUK MEMPEROLEH GAYA ANGKAT MAKSIMUM," *e-Dinamis*, vol. 2, no. 2, pp. 23-33, 2012.
- [12] B. R. Munson, D. F. Young, T. H. Okishii dan W. W. Huebsch, *Fundamentals of Fluid Mechanics*, United States of America: John Wiley & Sons, 2009.
- [13] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamic*, McGraw-Hill, 1991.
- [14] S. K. Biyosi, R. K. Jarial dan R. A. Gupta, "Modeling and Analysis of Variable Speed Wind Turbine equipped with PMSG," *INPRESSCO*, no. 2, pp. 421-426, 2014.
- [15] A. Rolan, A. Luna, G. Vazquez, D. Aguilar dan G. Azevedo, "Modeling of a Variable Speed Wind Turbine with a Permanent Magnet Synchronous Generator," *IEEE*, pp. 734-739, 2009.
- [16] Sukamto, "Karakteristik Turbin Angin Vertical Axis Profil NACA 0018 dengan 3 Blade Berbantuan Guide Vane".
- [17] K. M. dan S. K. M, "Investigation of Aerodynamic Performances of NACA 0015 Wind Turbine Airfoil," *International Journal of Engineering Research*, vol. 5, no. 4, pp. 327-331, 2016.
- [18] "<http://hybridaviation.weebly.com/aerodynamics.html>," [Online].
- [19] F. Aryanto, I. M. Mara dan M. Nuarsa, "PENGARUH KECEPATAN ANGIN DAN VARIASI JUMLAH SUDU TERHADAP UNJUK KERJA TURBIN ANGIN POROS HORIZONTAL," *Dinamika Teknik Mesin*, vol. 3, no. 1, pp. 50-59, 2013.
- [20] P. J. Schubel dan R. J. Crossley, "Wind Turbine Blade Design," *Energies*, pp. 3425-3449, 2012.
- [21] Z. Fan, "Mathematical Modelling of Grid Connected Fixed-

- Pitch,” 2012.
- [22] J. Martinez, “Modelling and Control of Wind Turbines,” 2007.
- [23] A. F. Zobaa dan R. C. Bansal, Handbook of Renewable Energy Technology, Singapore: World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd., 2011.
- [24] [Online]. Available: <http://probablistic-design-uee.weebly.com/bem-theory.html>.
- [25] T. Burton, D. Sharpe, N. Jenkins dan E. Bossanyi, WIND ENERGY HANDBOOK, Chicester: John Wiley & Sons, 2001.

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BIODATA PENULIS



Penulis mempunyai nama lengkap **Dony Damara**, lahir di Kabupaten Bangkalan pada tanggal 11 Maret 1995 dan merupakan anak pertama dari 3 bersaudara. Penulis melewati masa kecil tepatnya di Desa Banyuajuh, Kabupaten Bangkalan dengan menempuh pendidikan di SDN Banyuajuh 2, kemudian SMPN 1 Kamal. Kemudian melanjutkan studi di SMAN 1 Kamal yang kemudian dilanjutkan ke ITS Jurusan Teknik Fisika pada tahun 2012 dengan NRP 2412100079. Hingga pada tahun 2016 penulis akhirnya melaksanakan Tugas Akhir sebagai syarat untuk menyelesaikan studi S1 di Jurusan Teknik Fisika dengan judul “**Analisa Rotor *Horizontal Axis Wind Turbine* (HAWT) Dengan Variasi Geometri Dan Jumlah Bilah Kapasitas 10 kW**”. Bagi pembaca yang memiliki saran, kritik, atau ingin berdiskusi lebih lanjut tentang Tugas Akhir ini, maka bisa menghubungi penulis melalui donydamara4628@gmail.com